



TUGAS AKHIR TF-141581

**ANALISIS PROFIL WAKE PADA CASCADE
AIRFOIL DENGAN VARIASI JENIS AIRFOIL
BERBASIS *COMPUTATIONAL FLUID
DYNAMICS***

NAJMUDDIN YAHYA
NRP. 2412 100 001

Dosen Pembimbing
Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D.
Ir. Roekmono, M.T.

JURUSAN TEKNIK FISIKA
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2017



FINAL PROJECT TF-141581

AN ANALYSIS OF WAKE CASCADE AIRFOIL WITH AIRFOIL GEOMETRY VARIATION BASED ON COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

NAJMUDDIN YAHYA
NRP. 2412 100 001

Supervisor
Gunawan Nugroho, S.T., M.T. Ph.D.
Ir. Roekmono, M.T.

DEPARTMENT OF ENGINEERING PHYSICS
Faculty of Industrial Technology
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2017

**ANALISIS PROFIL WAKE PADA CASCADE AIRFOIL
DENGAN VARIASI JENIS AIRFOIL BERBASIS
COMPUATIONAL FLUID DYNAMICS**

TUGAS AKHIR

Oleh :

NAJMUDDIN YAHYA

NRP : 2412 100 001

Surabaya, 25 Januari 2017

Mengetahui/Menyetujui

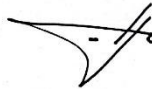
Pembimbing I.



Gunawan Nugroho, S.T., M.T, Ph.D.

NIP. 19771127 200212 1 002

Pembimbing II.



Ir. Roekmono, M.T.

NIP. 19680908 198601 1 001



**Ketua Jurusan
Teknik Fisika FTI-ITS**

Agus Muhammad Hatta, S.T., M.Si., Ph.D.

NIP. 19780902 200312 1 002

**ANALISIS PROFIL WAKE PADA CASCADE AIRFOIL
DENGAN VARIASI JENIS AIRFOIL BERBASIS
COMPUATIONAL FLUID DYNAMICS**

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar
Sarjana Teknik

Pada

Bidang Studi Rekayasa Energi
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Fisika
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

NAJMUDDIN YAHYA
NRP. 2412 100 001

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Gunawan Nugroho, S.T, M.T, Ph.D (Pembimbing I)
2. Ir. Roekmono, M.T. (Pembimbing II)
3. Ir. Sarwono, M.M. (Penguji I)
4. Nur Laila Hamidah, S.T., M.Sc. (Penguji II)
5. Dr. Ir. Syamsul Arifin, M.T. (Penguji III)

SURABAYA
JANUARI 2017

ANALISIS PROFIL WAKE PADA CASCADE AIRFOIL DENGAN VARIASI JENIS AIRFOIL BERBASIS *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

Nama Mahasiswa : Najmuddin Yahya
NRP : 2412 100 001
Jurusan : Teknik Fisika ITS
Dosen Pembimbing : Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D.
Ir. Roekmono, M.T.

Abstrak

Efek wake yang ditimbulkan oleh geometri airfoil sangat berpengaruh pada performansi yang dihasilkan oleh airfoil tersebut, terlebih apabila airfoil tersebut dalam susunan cascade airfoil. Pada penelitian ini dilakukan simulasi untuk menganalisis profil wake dengan variasi jenis airfoil. Geometri airfoil yang digunakan pada penelitian ini adalah NACA 6505, 6510, 6515, 6520 dengan susunan tunggal dan susunan kaskade. Dari hasil simulasi yang telah dilakukan wake terpanjang untuk airfoil tunggal dan airfoil kaskade adalah 6c. Untuk airfoil tunggal nilai koefisien angkat tertinggi pada NACA 6510 yaitu 0.560903 dan nilai koefisien hambat tertinggi pada NACA 6520 yaitu 0.077162. Sedangkan untuk airfoil kaskade nilai total koefisien angkat tertinggi pada NACA 6505 yaitu 0.963748, dan nilai total koefisien hambat tertinggi pada NACA 6520 yaitu 0.175614. Perbandingan Cl/Cd tertinggi pada NACA 6505 yaitu 12.41888 untuk airfoil tunggal dan 12.10849 untuk airfoil kaskade. Susunan airfoil kaskade meningkatkan nilai koefisien angkat maupun hambat.

Kata kunci : geometri airfoil, performansi, airfoil kaskade, wake

AN ANALYSIS OF WAKE CASCADE AIRFOIL WITH AIRFOIL GEOMETRY VARIATION BASED ON COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

Name : Najmuddin Yahya
NRP : 2412 100 001
Department : Teknik Fisika FTI-ITS
Supervisor : Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D.
Ir. Roekmono, M.T.

Abstract

Wake effects caused by airfoil geometry influence its aerodynamic performance, especially on the cascade arrangement. This final project analyzes the profile of airfoil wake which are NACA 6505, 6510, 6515, and 6520 in single and cascade arrangements. The results show that the longest wake for single and cascade arrangements are 6c. For a single airfoil, the highest lift coefficient is 0.560903 (NACA 6510), and the highest drag coefficient is 0.077162 (NACA 6520). While, for a cascade airfoil, the highest lift coefficient is 0.963748 (NACA 6505) and the highest drag coefficient is 0.175614 (NACA 6520). The highest Cl/Cd ratio is 12.41888 (NACA 6505) for single airfoil and 12.10849 (NACA 6505) for cascade airfoil. It is concluded that the cascade arrangements increase lift and drag coefficients.

Keywords: *airfoil geometry, performance, cascade airfoil, wake*

KATA PENGANTAR

Alhamdulillah, puji syukur penulis panjatkan ke hadirat Allah SWT yang telah memberikan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan Laporan Tugas Akhir “Analisis Profil Wake Pada Cascade Airfoil dengan Variasi Jenis Airfoil Berbasis *Computational Fluid Dynamics*”.

Selama melaksanakan tugas akhir dan menuliskan laporan tugas akhir ini, penulis mendapatkan bantuan dari berbagai pihak. Oleh karena itu penulis mengucapkan terima kasih kepada :

1. Bapak Agus Muhammad Hatta, S.T., M.Si., Ph.D. selaku Ketua Jurusan Teknik Fisika, Intitut Teknologi Sepuluh Nopember yang telah memberikan petunjuk dan bimbingan kepada penulis.
2. Bapak Dr. Ir. Totok Soehartanto, DEA selaku Dosen wali penulis yang telah memberikan bimbingan dan ilmu-ilmunya kepada penulis.
3. Bapak Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D. dan Bapak Ir. Roekmono, M.T. selaku dosen pembimbing senantiasa memberikan bimbingan, motivasi dan saran dalam penyelesaian tugas akhir ini
4. Bapak Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D. selaku KBM Energi serta kepala Laboraturium Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan yang telah memberikan dukunganya kepada penulis.
5. Bapak dan Ibu dosen yang telah memberikan ilmu dan bimbinganya selama penulis menuntut ilmu di Jurusan Teknik Fisika ITS.

Apabila terdapat kekurangan, penulis memohon kritik dan saran demi kesempurnaan laporan kerja praktek ini. Semoga laporan kerja praktek ini dapat memberikan manfaat dan ilmu bagi banyak orang.

Surabaya, 25 Januari 2017
Penulis

DAFTAR ISI

Halaman Judul	i
Lembar Pengesahan	iii
Abstrak	v
Abstract	vi
KATA PENGANTAR	vii
DAFTAR ISI	viii
DAFTAR GAMBAR	ix
DAFTAR TABEL	x
DAFTAR SIMBOL	xi
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Batasan Masalah	2
1.4 Tujuan	3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 <i>Airfoil</i>	5
2.2 Aliran Eksternal	7
2.3 Vorteks	9
2.4 Aerodinamika <i>Wake</i> (olakan)	11
2.5 <i>Computational Fluid Dynamics</i> (CFD)	12
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	15
3.1 Diagram Alir Penelitian	15
3.2 Pembuatan Geometri <i>Airfoil</i>	16
3.3 <i>Meshing</i>	19
3.4 <i>Pre-Processing</i> dan <i>Processing</i>	21
BAB IV ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN	23
4.1 <i>Airfoil</i> Tunggal	23
4.2 <i>Airfoil</i> Susunan Kaskade	33
BAB V PENUTUP	47
5.1 Kesimpulan	47
5.2 Saran	48
DAFTAR PUSTAKA	49
LAMPIRAN	
BIODATA PENULIS	

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Terminologi <i>airfoil</i>	5
Gambar 2.2 Hubungan antara <i>angle of attack</i> dengan <i>stagger angle</i>	6
Gambar 2.3 Gaya-gaya dari fluida di sekeliling pada sebuah benda dua dimensi	7
Gambar 2.4 Aliran <i>unseparated</i>	8
Gambar 2.5 Aliran <i>separated</i>	8
Gambar 2.6 <i>Stagnation point</i> pada <i>upper surface</i> di belakang <i>airfoil</i>	9
Gambar 2.7 <i>Horseshoe vortex</i>	10
Gambar 2.8 <i>Simplified horseshoe vortex</i>	10
Gambar 2.9 Pembentukan <i>tip vortex</i>	11
Gambar 2.7 <i>Vortex</i> sistem pada <i>finite wing</i>	12
Gambar 3.1 Diagram alir penelitian	15
Gambar 3.2 Geometri <i>airfoil</i>	17
Gambar 3.3 Susunan <i>airfoil</i>	18
Gambar 3.4 Geometri ruang uji	18
Gambar 3.5 Geometri sekitar <i>airfoil</i>	19
Gambar 3.6 <i>Set up meshing</i>	20
Gambar 3.7 Hasil <i>meshing</i>	21
Gambar 4.1.1 Kontur kecepatan – <i>Airfoil</i> tunggal	25
Gambar 4.1.2 Profil tekanan – <i>Airfoil</i> tunggal	27
Gambar 4.1.3 Grafik tekanan – <i>Airfoil</i> tunggal	29
Gambar 4.1.4 Kurva koefisien angkat – <i>Airfoil</i> tunggal	31
Gambar 4.1.5 Kurva koefisien hambat – <i>Airfoil</i> tunggal	32
Gambar 4.1.6 Kurva perbandingan Cl/Cd – <i>Airfoil</i> tunggal	33
Gambar 4.2.1 <i>Airfoil</i> susunan kaskade	33
Gambar 4.2.2 Kontur kecepatan – <i>Airfoil</i> kaskade	36
Gambar 4.2.3 Grafik tekanan – <i>Airfoil</i> kaskade	39
Gambar 4.2.4 Kontur tekanan – <i>Airfoil</i> kaskade	40
Gambar 4.2.5 Kurva koefisien angkat – <i>Airfoil</i> kaskade	43
Gambar 4.2.6 Kurva koefisien hambat – <i>Airfoil</i> kaskade	44
Gambar 4.2.7 Kurva perbandingan Cl/Cd – <i>Airfoil</i> kaskade	45

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Kondisi Batas	21
Tabel 4.1.1 Data Kecepatan – <i>Airfoil</i> Tunggal	23
Tabel 4.1.2 Data Tekanan – <i>Airfoil</i> Tunggal	26
Tabel 4.1.3 Data Gaya Angkat – <i>Airfoil</i> Tunggal	30
Tabel 4.1.4 Data Gaya Hambat – <i>Airfoil</i> Tunggal	30
Tabel 4.1.5 Data Koefisien Angkat – <i>Airfoil</i> Tunggal	32
Tabel 4.1.6 Data Koefisien Hambat – <i>Airfoil</i> Tunggal	32
Tabel 4.1.7 Perbandingan C_l/C_d – <i>Airfoil</i> Tunggal	32
Tabel 4.2.1 Data Kecepatan – <i>Airfoil</i> Kaskade	34
Tabel 4.2.2 Data Tekanan – <i>Airfoil</i> Kaskade	37
Tabel 4.2.3 Data Gaya Angkat – <i>Airfoil</i> Kaskade	41
Tabel 4.2.4 Data Gaya Hambat – <i>Airfoil</i> Kaskade	42
Tabel 4.2.5 Koefisien Angkat – <i>Airfoil</i> Kaskade	43
Tabel 4.2.6 Koefisien Hambat – <i>Airfoil</i> Kaskade	43
Tabel 4.2.7 Perbandingan C_l/C_d – <i>Airfoil</i> Kaskade	44

DAFTAR SIMBOL

i	<i>Incidence</i>
δ	<i>Deviation</i>
ε	<i>Deflection</i>
α_1	<i>Air inlet angle (sudut masuk aliran)</i>
α'_1	<i>Chamber line inlet angle</i>
α_2	<i>Air outlet angle (sudut masuk aliran)</i>
α'_2	<i>Chamber line inlet angle</i>
γ	<i>Stagger angle</i>
F_l	<i>Lift Force (Gaya Angkat)</i>
F_d	<i>Drag Force (Gaya Hambat)</i>
C_l	<i>Coefficient of Lift</i>
C_d	<i>Coefficient of Drag</i>
ρ	<i>Massa Jenis Fluida</i>
v	<i>Kecepatan Aliran</i>
c	<i>Panjang Chord Airfoil</i>

DAFTAR SINGKATAN

NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
RMS	Root Mean Square

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Dalam dunia teknik khususnya bidang mekanika fluida, perhitungan mengenai suatu aliran yang melalui sebuah saluran sering dilakukan, misalkan saja memprediksi karakteristik aliran dan perpindahan panas yang terjadi pada aliran yang melintasi suatu *diffuser*. Dalam beberapa aplikasi dunia teknik, *bluff body* ditempatkan dalam saluran dengan berbagai pengaturan, misalkan saja penempatan sebuah silinder dengan diameter kecil sebagai pengontrol aliran sebelum melewati *bluff body* utama, hal tersebut biasanya dilakukan untuk mengurangi/mereduksi gaya yang diakibatkan fluida pada *bluff body* utama (Wibisono dkk., 2013).

Penelitian mengenai aliran fluida yang melewati *bluff body* telah banyak dilakukan, penelitian dilakukan untuk menganalisis aerodinamika di sekitar *bluff body* yang digunakan sebagai objek penelitian. Beberapa penelitian telah dilakukan mengenai analisis 2D pada airfoil dengan variasi sudut serang seperti yang telah dilakukan oleh Mayurkumar Kevadiya mengenai analisis 2D airfoil NACA 4412, didapatkan bahwa kenaikan sudut serang hingga 8° meningkatkan nilai koefisien angkat dan koefisien hambat, kemudian apabila sudut serang ditambah koefisien angkat dan hambat akan berkurang (Kevadiya & Vaidya, 2013). Penelitian lain mengenai perbandingan aerodinamika pada dua geometri airfoil yang berbeda, seperti yang dilakukan Safayet Hossain dan kawan-kawan yang menganalisis aliran yang melewati NACA 6409 dan NACA 4412, didapatkan bahwa NACA 4412 lebih efisien dibandingkan dengan NACA 6409 (Hossain dkk., 2014).

Analisis mengenai aliran fluida yang melewati susunan airfoil juga telah banyak dilakukan, penelitian dilakukan untuk mengetahui interaksi aliran yang terjadi pada susunan airfoil. Yusuf Wibowo dan kawan-kawan telah melakukan penelitian untuk mengetahui karakteristik aliran tiga dimensi pada *cascade airfoil* karena pengaruh *clearance* dengan variasi sudut serang, didapatkan bahwa sudut serang pada airfoil mempengaruhi *stream*

line yang terjadi pada *endwall* dan *wall clearance*, dan geometri airfoil mempengaruhi pembentukan vortex pada *trailing edge* (Wibisono dkk., 2013).

Dari beberapa penelitian yang telah dilakukan, pengaruh bentuk geometri airfoil memberikan pengaruh yang besar terkait pembentukan aliran sekitar airfoil, nilai koefisien angkat maupun koefisien hambat, serta pembentukan *vortex* yang nantinya berpengaruh pada pembentukan *wake* (olakan) di sekitar airfoil.

Efek *wake* yang ditimbulkan oleh geometri airfoil sangat berpengaruh pada performansi yang dihasilkan oleh airfoil tersebut, terlebih apabila airfoil tersebut dalam susunan *cascade airfoil* (susunan airfoil sejajar). Oleh karena itu pada Tugas Akhir ini akan dilakukan penelitian mengenai efek *wake* yang dihasilkan pada susunan *cascade airfoil* dengan variasi geometri airfoil. Pada Tugas Akhir ini geometri airfoil yang akan diteliti yaitu desain airfoil NACA 6510 dan 6520, karena dari penelitian sebelumnya kedua jenis airfoil mudah dalam pembuatan serta memiliki gaya drag yang sangat minim dan gaya lift yang tinggi (Wibisono dkk., 2013).

Analisa *wake* sangat penting dilakukan untuk meningkatkan performansi dari airfoil dengan susunan *cascade*. Oleh karena itu, perlu dilakukan analisa mengenai *wake* di belakang dan di sekeliling airfoil untuk airfoil dengan susunan *cascade*. Penelitian ini bertujuan untuk menentukan konfigurasi yang tepat dan membandingkan performansi pada kedua jenis airfoil yang digunakan.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang di atas, maka permasalahan yang diangkat dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Bagaimana profil aliran *wake* pada *cascade airfoil*?
2. Bagaimana efek *wake* terhadap performansi *airfoil*?

1.3 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Jenis airfoil yang digunakan dalam penelitian ini adalah *NACA 6505, 6510, 6515, dan 6520* dengan susunan sejajar (*cascade airfoil*)
2. Simulasi untuk mengetahui profil *wake* dilakukan dengan menggunakan *Computational Fluid Dynamics (CFD)*

1.4 Tujuan

Tujuan dilakukannya tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Mengetahui profil aliran *wake* pada *cascade airfoil*
2. Mengetahui efek *wake* terhadap performansi *airfoil*

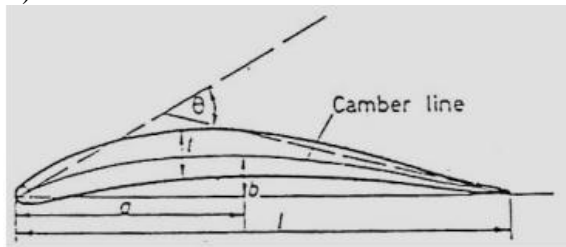
Halaman ini memang dikosongkan

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Airfoil

Airfoil adalah suatu bidang seperti pelat tipis yang didesain untuk memperoleh reaksi tertentu bila dialiri udara. Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting terkait dengan gaya *lift* (gaya angkat).



Gambar 2.1 Terminologi *airfoil* (Lubis, 2012)

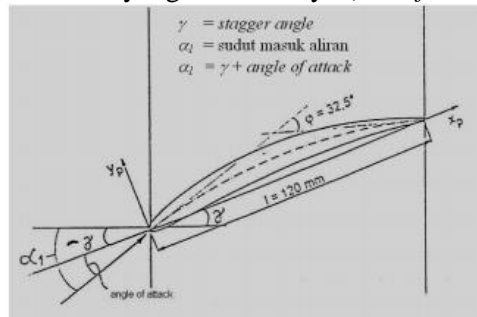
Bagian-bagian dari *airfoil* adalah sebagai berikut :

- Leading edge* merupakan bagian permukaan paling depan dari *airfoil*
- Trailing edge* merupakan bagian permukaan paling belakang dari *airfoil*
- Chord* merupakan perpanjangan dari chord line mulai dari *leading edge* hingga *trailing edge*
- Chord line* merupakan garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*
- Camber line* merupakan garis pertengahan yang membagi antara permukaan bagian atas dan permukaan bagian bawah dari *airfoil*
- Maximum thickness* merupakan ketebalan maksimum dari suatu *airfoil*, dan menunjukkan persentase dari chord

Berikut adalah penjelasan terminology sudut *airfoil*:

- Incidence (i) adalah perbedaan antara *air inlet angle* (sudut masuk aliran α_1) dengan *camber line inlet angle* (α'_1) atau dapat ditulis, $i = \alpha_1 - \alpha'_1$
- Deviation (δ) adalah perbedaan antara *air outlet angle* (sudut keluar aliran α_2) dengan *camber line outlet angle* (α'_2) atau dapat ditulis, $\delta = \alpha_2 - \alpha'_2$
- Deflection (ε) adalah perbedaan antara *air inlet angle* dengan *air outlet angle* atau dapat ditulis dengan $\varepsilon = \alpha_1 - \alpha_2$

Bila diambil referensi terhadap *chord line*, maka didapat pengertian yang penting dari sudut aliran masuk serta hubungannya dengan *stagger angle* seperti ditampilkan dalam Gambar 2.2. Sudut serang (*angle of attack*) yang dimaksud adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur pada sebuah *airfoil* (*chord line*) dengan arah aliran udara yang melewatinya (*relatif wind*).



Gambar 2.2 Hubungan antara *angle of attack* dengan *stagger angle* (Lubis, 2012)

NACA *Airfoil* adalah salah satu bentuk bodi aerodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya. Geometri *airfoil* memiliki pengaruh yang besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa CL, dan kemudian akan terkait dengan *lift* (gaya angkat) yang dihasilkan (Lubis, 2012)

Airfoil yang saat ini digunakan sangat dipengaruhi oleh hasil penelitian yang dilakukan oleh NACA ini. Jenis-jenis *airfoil* NACA dibedakan berdasarkan nomor seri digit yang memiliki arti tertentu, berikut jenis-jenis *airfoil* NACA:

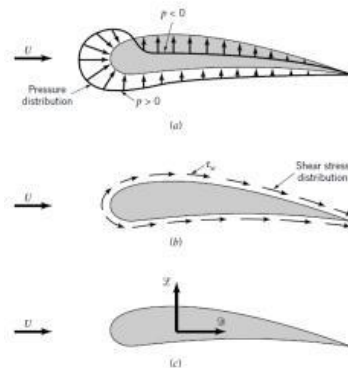
- NACA seri 4 digit

- NACA seri 5 digit
- NACA seri-1 (seri 16)
- NACA seri 6
- NACA seri 7
- NACA seri 8.

Pada *airfoil* NACA seri empat, digit pertama, menyatakan persen maksimum camber terhadap chord. Digit kedua menyatakan persepuluh posisi maksimum camber pada chord dari leading edge. Sedangkan dua digit terakhir menyatakan persen ketebalan *airfoil* terhadap chord (Lubis, 2012).

2.2 Aliran Eksternal

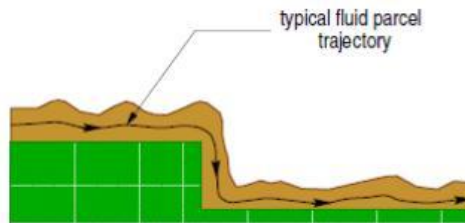
Aliran eksternal adalah aliran yang mengalir pada benda yang terbenam di dalam fluida yang tak terbatas. Contoh aliran eksternal mencakup aliran udara pada pesawat terbang, mobil, gumpalan salju yang turun, atau aliran air di sekitar kapal selam dan ikan. Aliran eksternal yang melibatkan udara sering disebut sebagai aerodinamika untuk menunjukkan arti penting dari aliran eksternal yang dihasilkan ketika sebuah objek seperti sebuah pesawat terbang menjelajah atmosfer.



Gambar 2.3 Gaya-gaya dari fluida di sekeliling pada sebuah benda dua dimensi: a. gaya tekanan, b. gaya viskos, c. gaya resultan (Lubis, 2012)

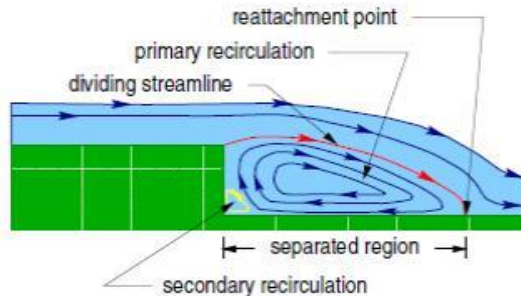
Ketika aliran tersebut mengenai benda terjadi suatu interaksi antara benda dengan fluida. Hal ini dapat digambarkan dalam tegangan geser dinding akibat viskos dan tegangan normal akibat tekanan. Namun, biasanya digambarkan dengan efek resultan gaya secara keseluruhan. Gaya resultan dengan arah yang sama (sejajar) kecepatan hulu disebut sebagai gaya hambat (*drag*), D , dan gaya resultan yang tegak lurus terhadap arah kecepatan hulu disebut sebagai gaya angkat (*lift*), L .

Aliran yang tidak terjadi separasi dapat terjadi pada aliran yang sangat lambat. Penjelasan mengenai fenomena ini diilustrasikan pada sebuah percobaan sejumlah cairan sirup (viskositas tinggi) dengan suhu rendah yang melewati bidang dengan beda tinggi dasar tertentu dengan kecepatan sangat rendah. Saat mencapai pojok bidang, cairan sirup tetap mengikuti dasar bidang, turun vertikal dan tetap ‘menempel’ hingga akhir. Fenomena ini disebabkan momentum yang sangat kecil pada pojok dasar bidang yang diakibatkan kecepatan yang sangat rendah.



Gambar 2.4 Aliran *unseparated* (Fox & McDonald, 1994)

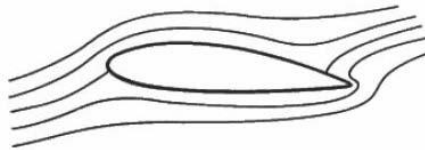
Sedangkan aliran yang terjadi separasi dengan nilai viskositas kecil atau kecepatan tinggi menimbulkan momentum yang tinggi, sehingga sulit bagi aliran untuk ‘menempel’ pada dasar bidang.



Gambar 2.5 Aliran *separated* (Fox & McDonald, 1994)

2.3 Vorteks

Pada *airfoil* yang bergerak di dalam suatu fluida, sistem *vortex* dapat dibagi ke dalam tiga bagian utama yaitu: *starting vortex*, *trailing vortex*, dan *bound vortex*. Misalkan pada sebuah *airfoil* dengan lebar tidak terhingga di suatu media fluida yang diam. Karena lebar dari *airfoil* tidak terhingga, maka tinjauan di sini dapat disederhanakan dalam daerah aliran 2 dimensi. Penampang *airfoil* tersebut digerakkan dari posisi diam dengan suatu percepatan sampai mencapai kecepatan v , dan dipertahankan konstan. Pertama, aliran fluida akan mempunyai pola seperti pada gambar 2.6, dimana titik stagnasi tidak berimpit dengan ujung belakang dari penampang *airfoil*.

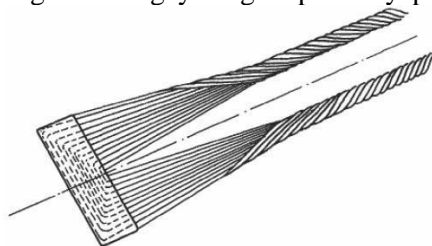


Gambar 2.6 Stagnation point pada *upper surface* di belakang *airfoil* (Ananta dkk., 2009)

Begitu *airfoil* mulai bergerak, saat itu juga timbul aliran sepanjang *trailing edge*. Karena adanya tekanan yang tinggi di daerah belakang titik stagnasi, maka akan menyebabkan partikel-partikel fluida yang mengalir menyusuri sepanjang *trailing edge* akan terlempar dijauhkan dari permukaan *trailing edge*. Gerakan-gerakan dari partikel fluida tersebut merupakan sirkulasi (*vortex*) kecil-kecil yang merupakan suatu *free vortex* yang terlepas dari

boundary layer yang menyelubungi penampang *airfoil*. *Vortex* tersebut disebut sebagai *starting vortex* atau *initial vortex*. *Vortex* semacam ini terjadi pada sayap pesawat pada saat tinggal landas. *Starting vortex* ini yang menyebabkan terjadinya rangkaian tertutup yang akan mengubah bentuk atau pola aliran *streamline* yang menyelubungi penampang *aerofoil* tersebut. Sesaat kemudian titik stagnasi akan bergerak dan bergeser ke belakang mendekati *trailing edge*. Kekuatan dari *starting vortex* dan sirkulasi bertambah besar sampai suatu harga di mana pada saat itu titik stagnasi telah sampai dan berhenti di titik ujung belakang *trailing edge*, dan kemudian *starting vortex* tersebut akan hanyut menjadi satu dengan aliran fluidanya (Ananta dkk., 2009).

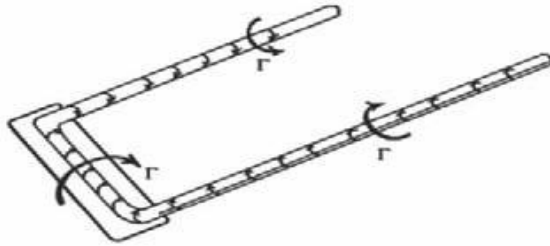
Tekanan pada bagian atas sayap lebih rendah daripada tekanan pada bagian bawah sayap. Karena adanya perbedaan tekanan ini, maka pada bagian atas sayap fluida akan cenderung mengalir dari tepi sayap ke arah dalam *root* sayap. Pada bagian bawah sayap fluida akan cenderung mengalir ke daerah yang bertekanan rendah atau cenderung untuk mengalir ke arah luar. Karena adanya perbedaan kecepatan pada *spanwise*, maka akan menyebabkan kombinasi kedua aliran ini pada *trailing edge* dan akan membentuk gulungan fluida dalam bentuk *streamwise vortices* yang kecil, yang didistribusikan sepanjang bentangan sayap. Pada saat *aerofoil* bergerak ke depan, maka gerakan-gerakan fluida ini akan membentuk rangkaian *vortex* di bagian belakang sayap yang disebut *trailing vortex*. *Bound vortex* atau *lifting vortex* adalah *vortex* yang menghasilkan gaya angkat pada sayap.



Gambar 2.7 *Horseshoe vortex*

Sistem *vortex* yang terdiri dari *bound vortex* dan *trailing vortex* pada tepi sayap disebut *horseshoe vortex*. Sistem ini

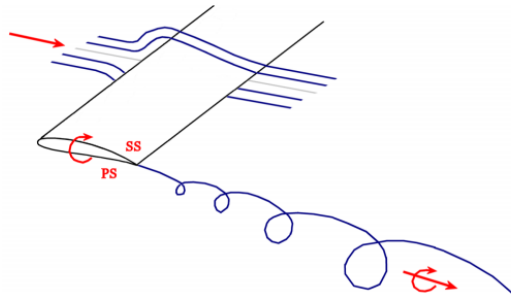
disederhanakan dengan sebuah *bound vortex* dan sepasang *trailing vortex* dan disebut dengan *simplified horseshoe vortex* (Fox & McDonald, 1994).



Gambar 2.8 *Simplified horseshoe vortex*

2.4 Aerodinamik Wake (olakan)

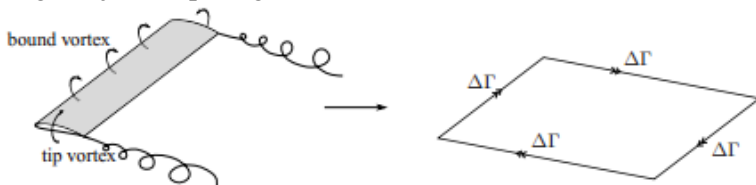
Wake merupakan suatu olakan di belakang airfoil yang ditandai dengan penurunan kecepatan dan peningkatan level turbulensi. *Wake* termasuk dalam turbulensi lemah (*weak turbulence*). Karakteristik *wake* bergantung pada berbagai parameter. Salah satu fenomena penting dalam aerodinamika adalah aliran rotasional yang terjadi pada *wake*. Berbagai fenomena dapat digunakan untuk menganalisa struktur turbulensi dari *wake*. Salah satu fenomena tersebut adalah *Tip Vortex*. *Tip Vortex* menyebabkan munculnya separasi aliran yang memisahkan antara aliran *wake* berturbulensi tinggi dan aliran di sekelilingnya. Turbin memiliki profil blade yang hamper sama dengan sayap pesawat. Perbedaan tekanan antar bagian atas dan bawah sayap mengakibatkan gaya *lift*. Karena perbedaan tekanan ini, terdapat fluida yang mengalir dari bagian bawah ke bagian atas sayap melalui tip. Aliran tersebut akan bercampur dengan aliran utama di sekeliling *blade* sehingga akan menyebabkan *vortex* di sekitar *tip* (*Tip Vortex*). *Tip Vortex* dapat mengakibatkan rugi aerodinamik yang cukup besar.



Gambar 2.9 Pembentukan *tip vortex* (Bartl, 2011)

Seperti pada bagian *tip*, aliran sekunder akibat perbedaan tekanan juga terjadi pada bagian *root*. Ketika aliran sekunder ini bercampur dengan aliran utama, maka akan terbentuk *root vortex*. Karena kecepatan pada bagian *root* lebih kecil jika dibandingkan dengan bagian *tip*, maka loss aerodinamik akibat *root vortex* lebih kecil daripada *tip vortex* (Bartl, 2011).

Selain kedua jenis *vortex* di atas, terdapat yang namanya *Bound Vortex*. *Bound vortex* terjadi akibat perubahan kecepatan yang mendadak pada blade dan karena perbedaan tekanan, seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.7 di bawah ini



Gambar 2.10 Vortex sistem pada *finite wing* (Sanderse, 2009)

2.5 Computational Fluid Dynamics (CFD)

Computational Fluid Dynamics (CFD) merupakan ilmu yang digunakan untuk memprediksi aliran fluida, transfer panas dan massa, dan fenomena lain yang berhubungan dengan penyelesaian numeric dari beberapa persamaan matematika. Persamaan matematika yang digunakan pada CFD terkait persamaan konservasi massa, energi, dan momentum, dan beberapa persamaan lainnya. Perhitungan CFD berdasarkan *finite element*,

di mana masing-masing geometri di bagi menjadi bagian-bagian kecil yang disebut sebagai kontrol volume. Perhitungan matematis tersebut dilakukan pada setiap bagian dari kontrol volume.

Dalam melakukan simulasi dengan menggunakan CFD, terdapat tiga tahapan yang harus dilaksanakan:

a. Pre-Processing

Pada tahap ini semua data dimasukkan, yaitu terkait pendefinisian domain serta kondisi batas (*Boundary Condition*). Pada tahap ini dilakukan pembuatan geometri dari benda yang akan disimulasikan dengan menggunakan berbagai software seperti *software* GAMBIT. Setelah geometri selesai dibuat, selanjutnya dilakukan proses meshing (membagi geometri menjadi kontrol volume kecil). Semakin halus proses meshing, maka hasilnya akan semakin baik, namun dengan meshing yang semakin kecil dan banyak akan membutuhkan proses komputasi yang cukup berat.

b. Processing

Pada tahap ini dilakukan perhitungan data masukan dengan persamaan yang terlibat secara iterasi. Iterasi dilakukan hingga diperoleh nilai error terkecil dan setelah didapatkan hasil yang konvergen.

c. Post Processing

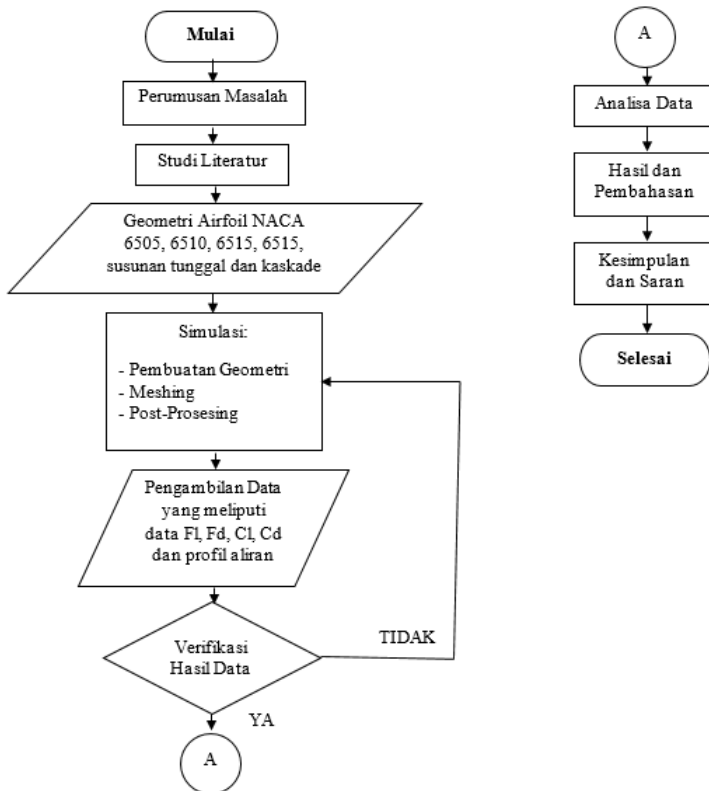
Pada tahap terakhir ini, hasil perhitungan diinterpretasikan ke dalam gambar, grafik bahkan animasi dengan pola warna tertentu.

Halaman ini memang dikosongkan

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Diagram Alir Penelitian

Gambar 3.1 merupakan diagram alir yang digunakan dalam pelaksanaan tugas akhir ini. Pada gambar 3.1 dapat diketahui tahapan-tahapan pelaksanaan tugas akhir.



Gambar 3.1 Diagram alir penelitian

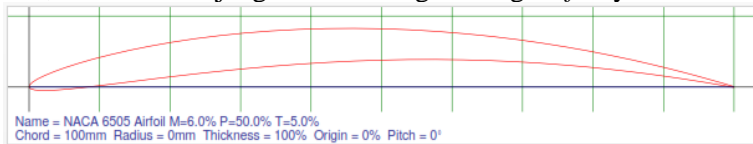
Pelaksanaan tugas akhir ini diawali dengan studi literatur. Studi literatur bertujuan untuk meningkatkan pemahaman peneliti terhadap topik penelitian yang diambil. Literatur yang digunakan

oleh peneliti terdiri dari jurnal, laporan, buku, website, dan berbagai sumber lain yang mendukung. Hal-hal yang dipelajari dari studi literatur adalah sebagai berikut : *Airfoil*, jenis NACA *Airfoil*, aerodinamika *Airfoil*, aerodinamika *wake*, *Airfoil* susunan cascade, CFD, k- ϵ Reliazaable, dan lain-lain.

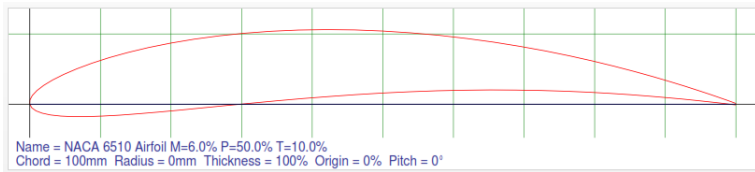
Selanjutnya adalah simulasi yang meliputi pembuatan geometri, *meshing*, *pre-processing*, *processing*, dan *post-processing*. Simulasi ini dilakukan dengan menggunakan *software Computational Fluid Dynamics* (CFD). Data-data yang diperoleh dari simulasi meliputi, Koefisien gaya angkat (CL), Koefisien gaya hambat (CD), gaya dan kontur kecepatan aliran di sekitar *Airfoil* (Profil *wake*). Dalam melakukan pengambilan data ini, peneliti menggunakan empat macam variasi geometri *Airfoil* (NACA 6505, 6510, 6515, 6520) untuk *Airfoil* tunggal dan cascade. Kemudian data hasil simulasi akan dianalisa.

3.2 Pembuatan Geometri *Airfoil*

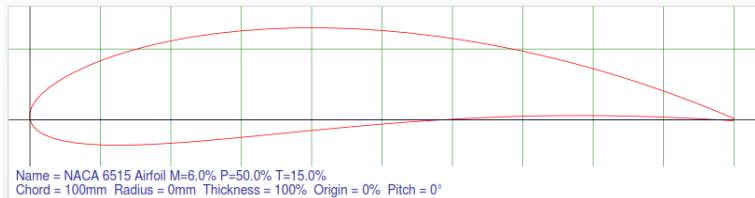
Pada tugas akhir ini, *Airfoil* yang digunakan adalah jenis *Airfoil* NACA seri 4 yaitu NACA 65XX, sesuai dengan yang telah dijelaskan pada BAB II mengenai bahwa pada digit pertama menunjukkan persen maksimum chamber terhadap chord yaitu 6%, digit kedua menyatakan persepuluh posisi maksimum chamber pada chord dari leading edge yaitu 50%, sedangkan dua digit terakhir menyatakan persen ketebalan *Airfoil* terhadap chord, penulis memvariasikan empat ketebalan *Airfoil* yaitu 5%, 10%, 15%, dan 20%. Panjang chord masing-masing *Airfoil* yaitu 100 cm.



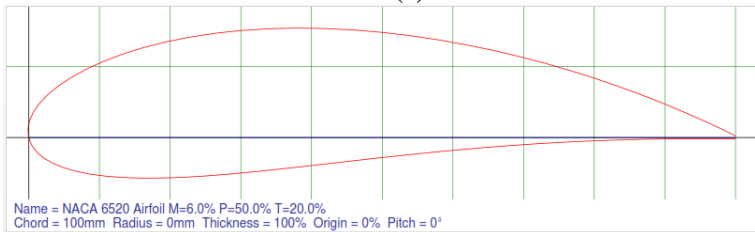
(a)



(b)



(c)

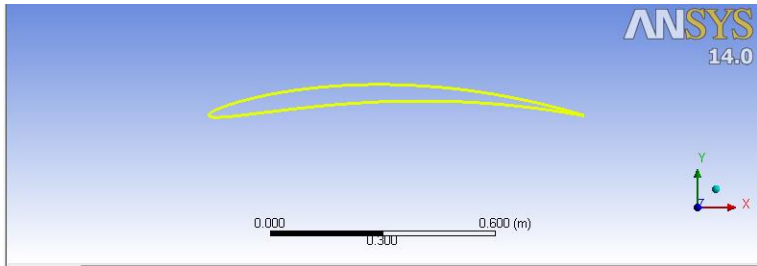


(d)

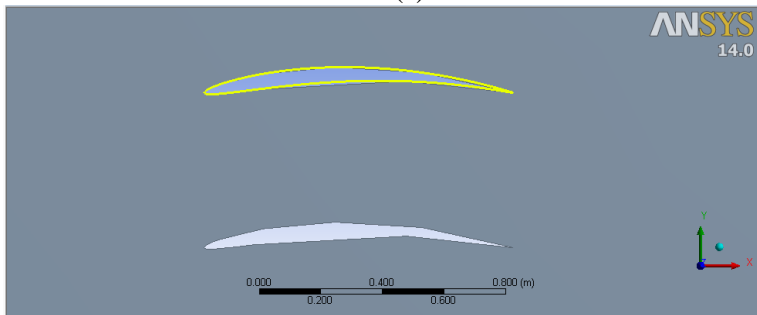
Gambar 3.2 Geometri *airfoil* (a) NACA 6505 (b) NACA 6510 (c) NACA 6515 (d) NACA 6520 (*Airfoiltools.com*)

Pada tugas akhir ini terdapat dua jenis penyusunan *Airfoil*, yaitu *Airfoil tunggal*, dan *cascade Airfoil* dengan jarak antar *Airfoil* sebesar 50 cm, diharapkan dengan jarak yang tidak terlalu besar akan terjadi interaksi aliran pada kedua *Airfoil*, susunan kedua jenis *Airfoil* yang diteliti ditunjukkan pada Gambar 3.3.

Setelah pembuatan geometri *Airfoil* selesai, dilanjutkan dengan pembuatan domain batas ruang uji untuk aliran yang dilewatkan pada *Airfoil*. Geometri dari ruang uji pada pemodelan ini dijelaskan pada Gambar 3.4. Ukuran ruang uji pada pemodelan ini memiliki panjang 14 m, lebar 14 m, dan bagian depan ruang uji berupa setengah lingkaran dengan jari-jari 7 m.

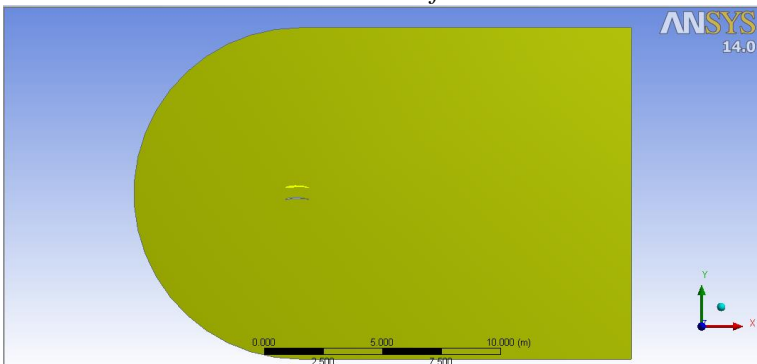


(a)



(b)

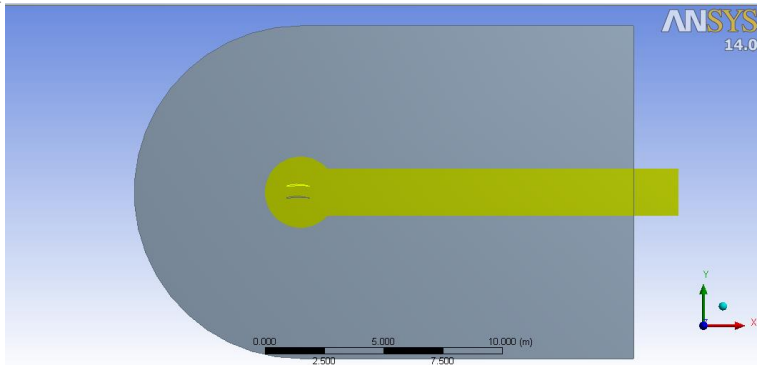
Gambar 3.3 Susunan airfoil (a) *Stand alone airfoil* (b) *Cascade airfoil*



Gambar 3.4 Geometri ruang uji

Kemudian dilanjutkan dengan pembuatan geometri di sekitar *Airfoil* yang nantinya digunakan untuk memprediksi aliran yang terkena dampak efek dari *Airfoil*, sehingga diperlukan ukuran mesh yang lebih kecil dan agar tidak membutuhkan proses komputasi

yang besar maka dibuat geometri di sekitar *Airfoil* ini. Geometri ini berbentuk lingkaran dengan jari-jari 1,5 m dan persegi panjang dengan ukuran 1,4 m x 14 m. Geometri sekitar *Airfoil* ditunjukkan pada Gambar 3.5



Gambar 3.5 Geometri sekitar *airfoil*

3.3 Meshing

Meshing merupakan proses membagi geometri yang telah dibuat menjadi bagian-bagian kecil yang disebut sebagai *control volume*. Persamaan konservasi energi, massa, momentum dan persamaan lain diterapkan pada masing-masing *control volume*. Ukuran *mesh* sangat menentukan seberapa valid hasil simulasi. Semakin kecil *mesh* yang digunakan, maka semakin baik pula akurasi. Namun semakin berat juga komputasi yang harus dilakukan.

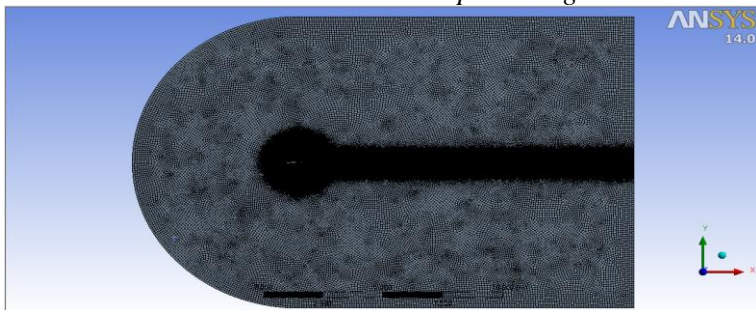
Selain ukuran mesh, jenis mesh yang digunakan juga sangat mempengaruhi kualitas mesh. Dalam tugas akhir ini digunakan mesh jenis tetrahedral yang cocok untuk geometri yang kompleks.

Untuk mendapatkan hasil simulasi yang valid namun tidak membutuhkan komputasi yang besar, maka digunakan ukuran mesh berbeda untuk masing-masing bagian. Pada bagian *Airfoil* memiliki ukuran yang jauh lebih kecil dari ukuran mesh geometri sekitar *Airfoil*. Hal ini dilakukan karena akan dilakukan pengambilan data berupa gaya dan profil aliran pada bagian ini. Sehingga dibutuhkan kualitas mesh yang baik. Ukuran mesh

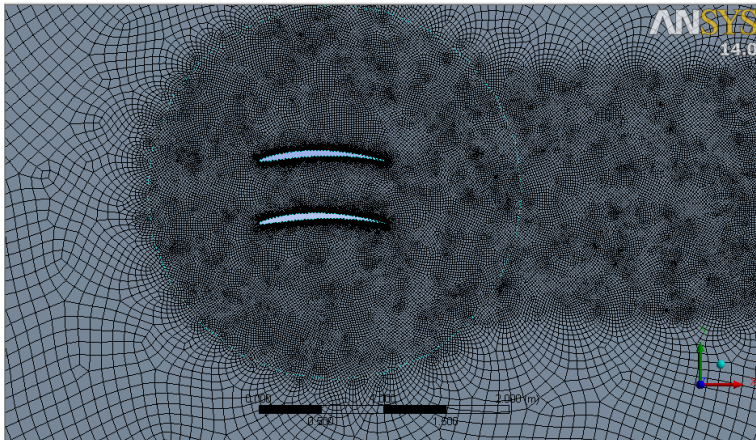
Airfoil adalah 0,01 m. Sementara itu, ukuran mesh untuk bagian lain memiliki ukuran maksimum 0.1 m. Gambar 3.7 menunjukkan meshing pada geometri yang sudah dibuat. Terlihat bahwa daerah sekitar *Airfoil* memiliki ukuran mesh yang lebih kecil.

Details of "Mesh"	
[-] Defaults	
Physics Preference	CFD
Solver Preference	Fluent
<input type="checkbox"/> Relevance	0
[-] Sizing	
Use Advanced Size Function	On: Proximity and Curvature
Relevance Center	Fine
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	High
Span Angle Center	Fine
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0 °)
<input type="checkbox"/> Proximity Accuracy	0.5
<input type="checkbox"/> Num Cells Across Gap	Default (3)
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (3.8545e-003 m)
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3.8545e-003 m)
<input type="checkbox"/> Max Face Size	0.10 m
<input type="checkbox"/> Max Size	0.10 m
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1.20)
Minimum Edge Length	1.0512e-003 m

Gambar 3.6 Set up meshing



(a)



(b)

Gambar 3.7 Hasil *meshing* (a) *Mesh* geometri (b) *Mesh* sekitar *airfoil*

3.4 Pre-Processing dan Processing

Pada tahapan ini dilakukan pengkondisian pada kondisi batas atau *boundary condition*. Pemilihan kondisi batas harus tepat untuk mendapatkan hasil yang valid. Kondisi batas harus sesuai dengan kondisi benda dan lingkungan yang disimulasikan.

Tabel 3.1 Kondisi batas

No.	Kondisi Batas	Posisi	Kondisi
1.	<i>Inlet</i>	Geometri setengah lingkaran	<i>Velocity-inlet</i> , 5 m/s searah sumbu-x
2.	<i>Outlet</i>	Belakang	<i>Pressure-outlet</i>
3.	<i>Freewall</i>	Atas dan Bawah	<i>Pressure-far-field</i>
4.	<i>Airfoil</i>	Permukaan <i>Airfoil</i>	<i>wall</i>

Pada tabel 3.1 dijelaskan mengenai kondisi batas yang digunakan pada simulasi ini. Dalam simulasi ini digunakan model turbulensi $k-\epsilon$ Realizable dengan *standard wall functions* karena model ini cocok digunakan untuk simulasi aerodinamika dan memiliki akurasi yang baik.

Setelah menyelesaikan tahap *per-processing*, selanjutnya adalah tahap *processing*. Pada tahap ini, dilakukan iterasi sampai hasil yang diperoleh mencapai kondisi konvergen. Hasil yang konvergen ditandai dengan nilai RMS di bawah 10^{-3} (Wibisono dkk., 2013).

Setelah proses iterasi selesai, maka akan diperoleh hasil simulasi. Dilakukan pengambilan data gaya, dan profil aliran pada *Airfoil* yang didapatkan dari hasil simulasi. Kemudian data-data tersebut diolah dan dilakukan analisa.

BAB IV

ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN

4.1 *Airfoil* Tunggal

Berikut ini merupakan data dan profil kontur yang didapatkan setelah melakukan simulasi. Hasil yang didapatkan berupa data dan profil kontur Tekanan, Kecepatan, gaya serta koefisien hambat, dan gaya serta koefisien angkat *Airfoil* tunggal.

4.1.1 Data dan Kontur Kecepatan

Salah satu efek yang dapat diamati pada aliran yang melewati *Airfoil* adalah adanya perbedaan kecepatan yang terjadi akibat jarak yang ditempuh fluida di sekitar *Airfoil* memiliki panjang yang berbeda. Berikut ini merupakan data kecepatan yang didapatkan setelah melakukan simulasi, dengan nilai kecepatan maksimum pada masing-masing geometri *Airfoil*.

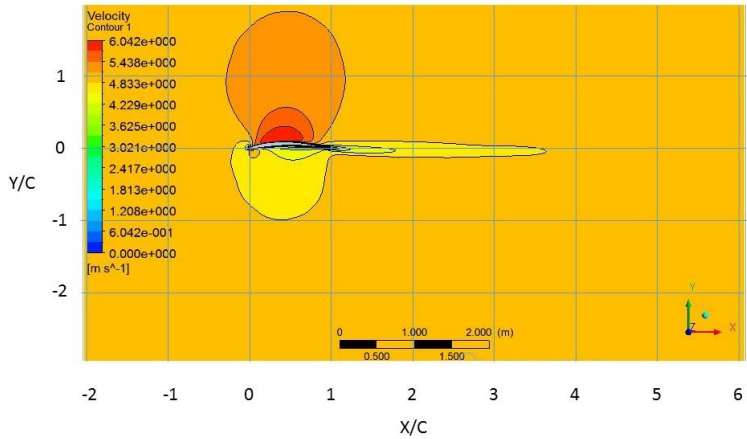
Tabel 4.1.1 Data kecepatan - *Airfoil* tunggal

Kecepatan	6505	6510	6515	6520
Min	0	0	0	0
Max	6,042	6,214	6,334	6,468

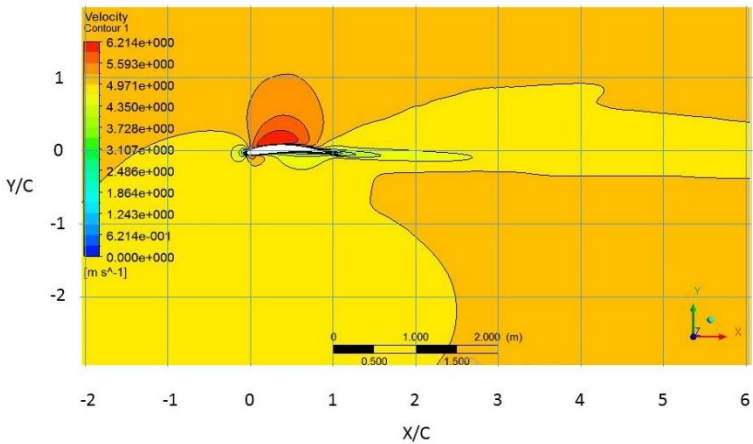
Data yang telah diperoleh menunjukkan semakin bertambahnya ketebalan *Airfoil* yang menyebabkan bertambahnya kelengkungan geometri *Airfoil*, nilai kecepatan maksimum di daerah sekitar *Airfoil* semakin tinggi, hal ini dikarenakan jarak yang ditempuh akan semakin jauh, hal ini yang menyebabkan aliran bergerak lebih cepat.

Olakan (*wake*) di sekitar *Airfoil* terjadi akibat interaksi aliran berkecepatan tinggi dengan aliran di sekitar *Airfoil* yang berkecepatan rendah. Pada Gambar 4.1.1 dapat dilihat bahwa panjang olakan yang dihasilkan pada *Airfoil* semakin panjang seiring bertambahnya ketebalan dari *Airfoil*, hal ini dikarenakan kecepatan aliran semakin cepat saat setelah melewati *Airfoil* yang lebih tebal sehingga perlu jarak yang lebih panjang agar kecepatan aliran menjadi sama dengan kecepatan di sekitar

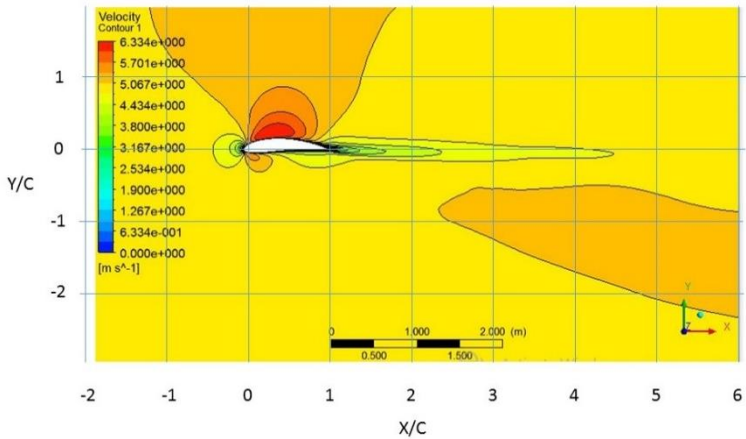
Airfoil. Panjang olakan untuk NACA 6505, 6510, 6515, 6520 masing-masing adalah sebesar 3c, 2c, 4c, dan 6c dengan c adalah panjang chord *Airfoil*.



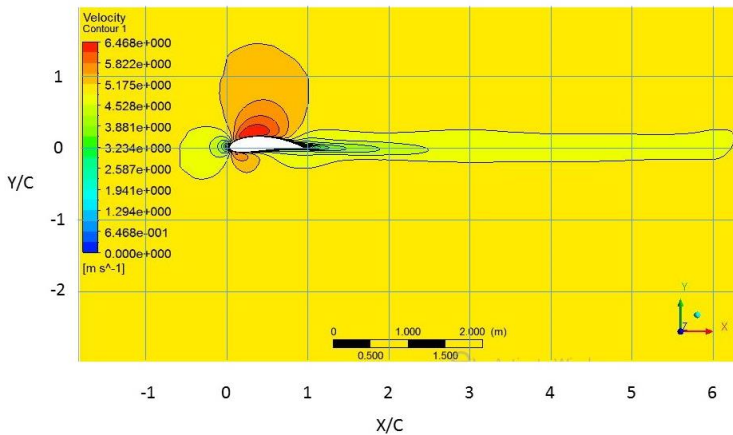
(a)



(b)



(c)



(d)

Gambar 4.1.1 Kontur kecepatan - *Airfoil* tunggal (a) 6505 (b) 6510 (c) 6515 (d) 6520

Daerah di sekitar *Airfoil* yang memiliki kecepatan tertinggi ditandai dengan warna merah yaitu pada daerah di atas *Airfoil*, pada daerah inilah fluida bergerak lebih cepat karena pengaruh jarak tempuh lintasan yang lebih panjang. Sedangkan

daerah dengan kecepatan nol berada pada saat aliran fluida tepat mengenai *Airfoil* dengan arah tegak lurus permukaan *Airfoil*.

4.1.2 Data dan Kontur Tekanan

Nilai tekanan pada daerah di sekitar *Airfoil* sangat bervariasi, hal ini berkaitan dengan aliran di sekitar *Airfoil* mengenai luasan yang berbeda-beda sehingga nilai tekanan yang dihasilkan terutama di daerah sekitar *Airfoil* dan setelah *Airfoil* berbeda. Berikut ini merupakan data nilai minimum dan maksimum pada masing-masing jenis geometri *Airfoil* yang telah di dapatkan

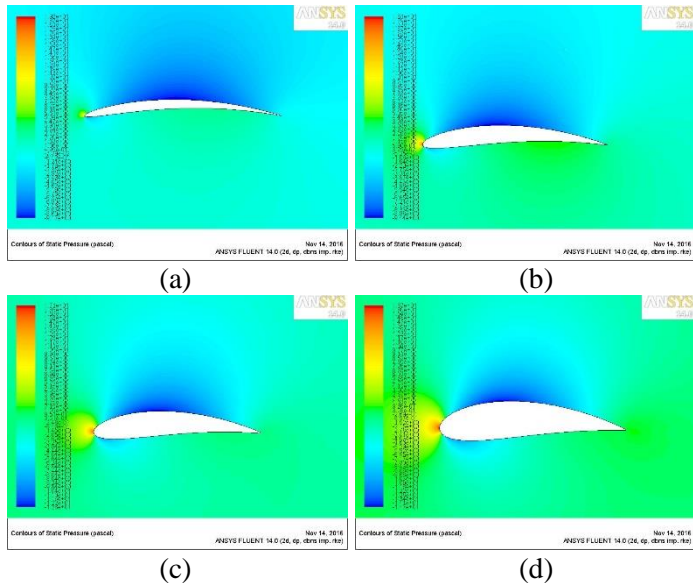
Tabel 4.1.2 Data tekanan - *Airfoil* tunggal

Tekanan	6505	6510	6515	6520
min	-9,169	-9,441	-12,836	-14,704
max	19,255	18,421	17,134	16,675

Dari data yang didapatkan terlihat bahwa nilai tekanan pada daerah di sekitar *Airfoil* berkurang seiring bertambahnya bentuk kelengkungan dari *Airfoil*.

Semakin tebal *Airfoil*, jarak yang ditempuh fluida yang melewati *Airfoil* semakin panjang, sehingga fluida bergerak lebih cepat, dan tekanan akan berkurang. Berikut ini profil tekanan pada aliran yang melewati *Airfoil*.

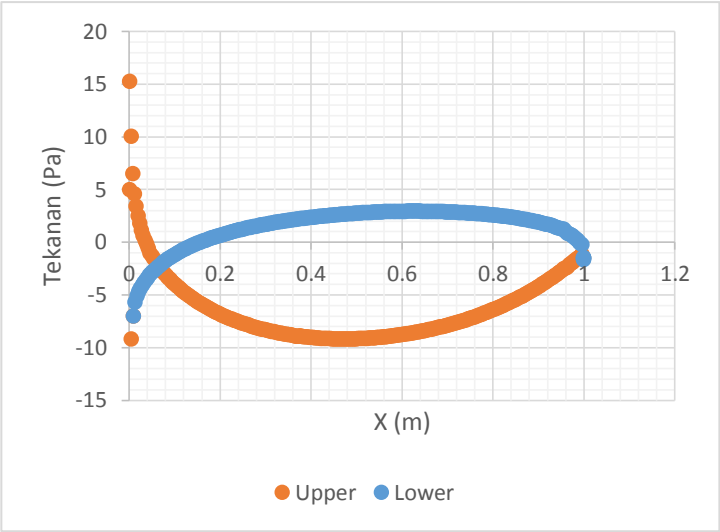
Terlihat pada kontur tekanan yang dihasilkan, daerah bertekanan rendah berada pada bagian atas *Airfoil* ditandai dengan daerah berwarna biru laut, semakin berkurang kelengkungan *Airfoil*, daerah atas yang bertekanan rendah semakin luas. Sedangkan daerah yang bertekanan paling tinggi berada di bagian depan *Airfoil* atau leading edge ditandai dengan warna merah, hal ini dikarenakan, daerah ini lah yang pertama kali aliran menumbuk *Airfoil* dan memecah aliran sebelum akhirnya aliran mengikuti bentuk dari *Airfoil*. Semakin bertambahnya kelengkungan *Airfoil*, semakin besar daerah bertekanan tinggi karena semakin luas daerah yang terkena aliran. Sementara daerah di bawah *Airfoil* memiliki tekanan yang cukup tinggi, hal ini dikarenakan pada daerah di bawah *Airfoil* memiliki nilai kecepatan yang rendah.



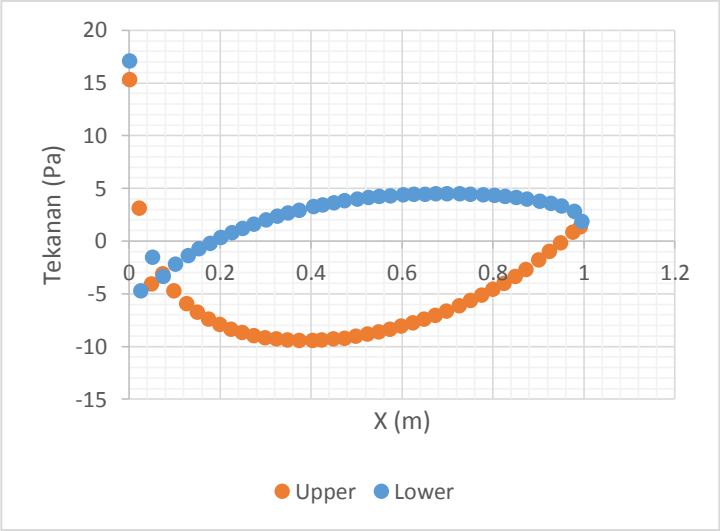
Gambar 4.1.2 Profil tekanan - *Airfoil* tunggal (a) 6505 (b) 6510 (c) 6515 (d) 6520

Perbedaan warna di sekitar airfoil antara kontur tekanan pada masing-masing airfoil disebabkan rentang nilai yang dihasilkan masing-masing airfoil berbeda, dan dari perangkat lunak yang digunakan, secara otomatis menyesuaikan sesuai dengan nilai yang dihasilkan. Nilai tekanan ini yang nantinya digunakan untuk perhitungan gaya angkat dan gaya hambat *Airfoil*.

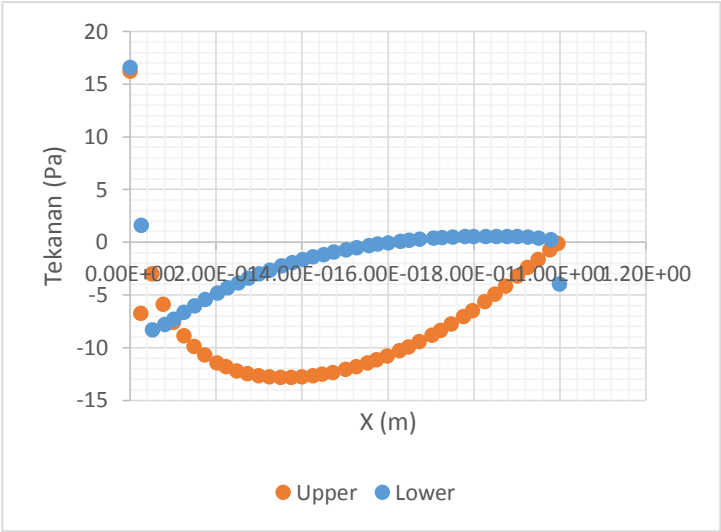
Grafik yang dihasilkan pada Gambar 4.1.3 merupakan grafik tekanan dari bagian atas (*upper surface*) dan bawah (*lower surface*) dari airfoil, terlihat pada grafik bahwa nilai tekanan pada bagian bawah airfoil selalu lebih besar dari bagian atas airfoil, sehingga menimbulkan gaya angkat pada airfoil.



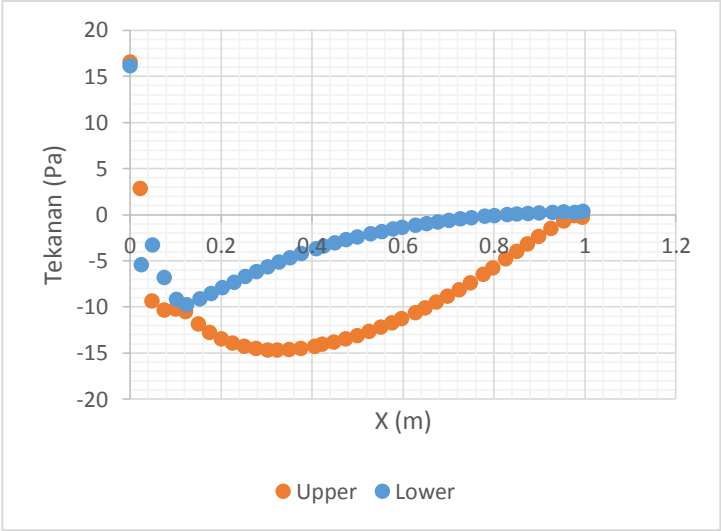
(a)



(b)



(c)



(d)

Gambar 4.1.3 Grafik tekanan – *Airfoil* tunggal (a) 6505 (b) 6510 (c) 6515 (d) 6520

4.1.3 Gaya Hambat (Drag) dan Gaya Angkat (Lift)

Distribusi perbedaan tekanan pada daerah di sekitar *Airfoil* menimbulkan gaya aerodinamika. Diantaranya yaitu gaya hambat dan juga gaya angkat. Gaya hambat merupakan gaya ke belakang yang menarik mundur akibat gangguan aliran fluida oleh *Airfoil*, gaya ini beraksi ke belakang paralel dengan arah angin relatif. Sedangkan gaya angkat merupakan gaya ke atas yang dihasilkan oleh efek dinamis dari fluida yang beraksi di *Airfoil*, tekanan di atas *Airfoil* lebih rendah dibandingkan tekanan pada bawah *Airfoil* sehingga tekanan yang lebih besar pada bawah *Airfoil* akan mengangkat *Airfoil*. Pada Tabel 4.1.3 ditampilkan data gaya angkat pada daerah di sekitar *Airfoil*.

Tabel 4.1.3 Data gaya angkat - *Airfoil* tunggal

Gaya Angkat	6505	6510	6515	6520
max	7,818	8,249	6,542	5,694

Semakin bertambah kelengkungan *Airfoil*, gaya angkat maksimum yang dihasilkan semakin kecil, hal ini berkaitan dengan nilai distribusi tekanan pada daerah di bawah *Airfoil*, pada subbab 4.1.2 telah diketahui bahwa nilai tekanan berbanding terbalik dengan kelengkungan *Airfoil*, sehingga gaya angkat yang dihasilkan akan berbanding lurus dengan nilai distribusi tekanan yang dihasilkan, atau berbanding terbalik dengan kelengkungan *Airfoil*. Gaya angkat maksimum didapatkan pada NACA 6510 sebesar 8,249 N.

Sedangkan gaya hambat yang dihasilkan pada simulasi *Airfoil* tunggal dapat dilihat pada Tabel 4.1.4 berikut ini.

Tabel 4.1.4 Data gaya hambat - *Airfoil* tunggal

Gaya Hambat	6505	6510	6515	6520
max	0,647	0,711	0,987	1,135

Nilai gaya hambat semakin besar seiring bertambah kelengkungan geometri dari *Airfoil*, hal ini diakibatkan oleh aliran fluida menabrak area *Airfoil* lebih luas sehingga hambatan yang ditimbulkan dari aliran fluida juga semakin besar

4.1.4 *Coefficient of Lift (Cl) dan Coefficient of Drag (Cd)*

Dari nilai gaya angkat dan gaya hambat pada subbab sebelumnya dapat ditentukan nilai koefisien angkat dan koefisien hambat. Persamaan yang digunakan untuk menghitung nilai koefisien angkat dan koefisien hambat adalah sebagai berikut:

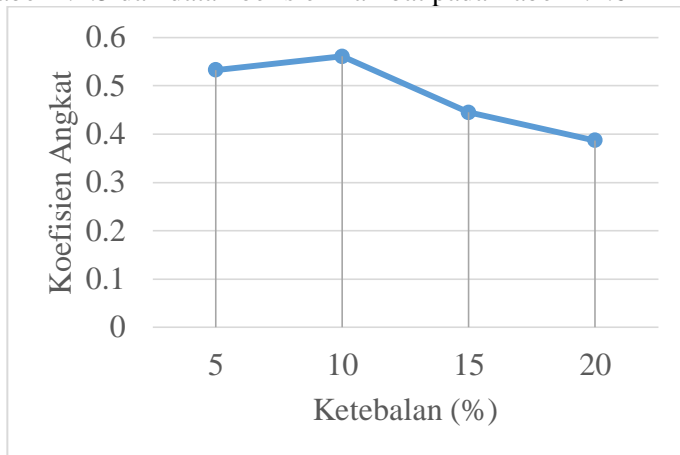
Koefisien Angkat (C_l)

$$C_l = \frac{2F_l}{\rho v^2 c} \quad (1)$$

Koefisien Hambat (C_d)

$$C_d = \frac{2F_d}{\rho v^2 c} \quad (2)$$

F_l dan F_d masing-masing merupakan gaya angkat dan gaya hambat yang dihasilkan pada masing-masing *Airfoil*, ρ merupakan massa jenis fluida yang mengalir pada *Airfoil*, v adalah kecepatan aliran, dan c adalah panjang *chord* *Airfoil*. Dari persamaan (1) dan (2) diperoleh data koefisien angkat pada Tabel 4.1.5 dan data koefisien hambat pada Tabel 4.1.6



Gambar 4.1.4 Kurva koefisien angkat – *Airfoil* tunggal

Nilai koefisien angkat dan koefisien hambat berbanding lurus dengan nilai gaya angkat dan gaya hambat yang telah diketahui pada subbab sebelumnya, koefisien angkat tertinggi yaitu pada geometri NACA 6510 sebesar 0.560903, sedangkan

nilai koefisien hambat semakin besar seiring ketebalan *Airfoil* bertambah.

Tabel 4.1.5 Data koefisien angkat – *Airfoil* tunggal

Koefisien Angkat	6505	6510	6515	6520
max	0,533	0,561	0,445	0,387

Tabel 4.1.6 Data koefisien hambat – *Airfoil* tunggal

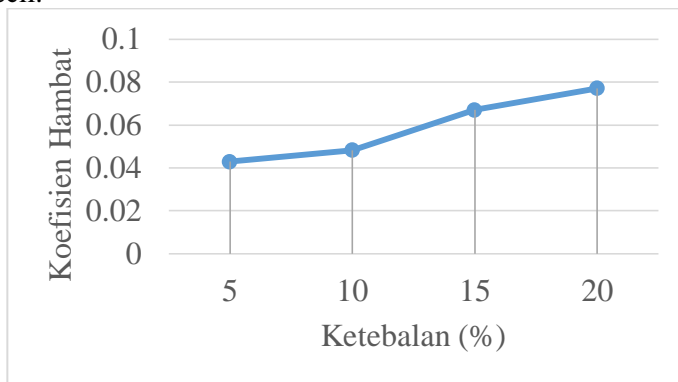
Koefisien Hambat	6505	6510	6515	6520
max	0,043	0,048	0,067	0,077

Dari data koefisien angkat dan koefisien hambat dapat diperoleh nilai perbandingan antara nilai koefisien angkat dan koefisien hambat (Cl/Cd), data Cl/Cd dapat dilihat pada Tabel 4.1.7 berikut ini:

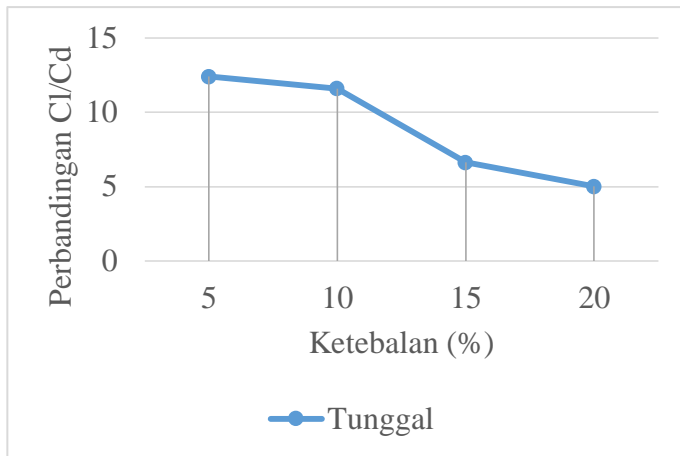
Tabel 4.1.7 Perbandingan Cl/Cd – *Airfoil* Tunggal

NACA	6505	6510	6515	6520
Cl/Cd	12,419	11,597	6,628	5,017

Untuk *Airfoil* tanpa pemberian sudut serang, nilai perbandingan Cl/Cd terbesar didapatkan pada *Airfoil* 6505 yaitu sebesar 12,419. Hal ini berarti bahwa untuk menghasilkan gaya angkat yang tinggi hanya menimbulkan gaya hambat yang kecil.



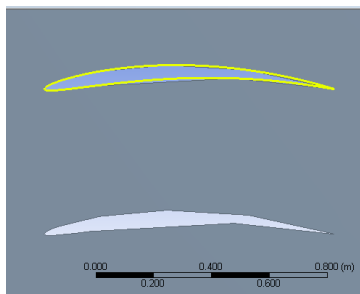
Gambar 4.1.5 Kurva koefisien hambat – *Airfoil* tunggal



Gambar 4.1.6 Kurva perbandingan C_l/C_d – Airfoil tunggal

4.2 *Airfoil* Susunan Kaskade

Setelah dilakukan analisis mengenai data dan profil aliran di sekitar *Airfoil* tunggal, selanjutnya dilakukan analisis mengenai profil aliran *Airfoil* susunan kaskade, bentuk susunan kaskade pada penelitian ini memiliki dua buah *Airfoil* sejenis yang disusun paralel seperti ditunjukkan pada Gambar 4.2.1. Data yang dianalisis berupa data dan kontur Kecepatan, Tekanan, Gaya dorong serta Gaya Angkat, dan Koefisien Dorong serta Koefisien Angkat untuk masing-masing *Airfoil* pada susunan kaskade serta nilai total yang dihasilkan dari kedua *Airfoil* pada susunan kaskade tersebut.



Gambar 4.2.1 *Airfoil* susunan kaskade

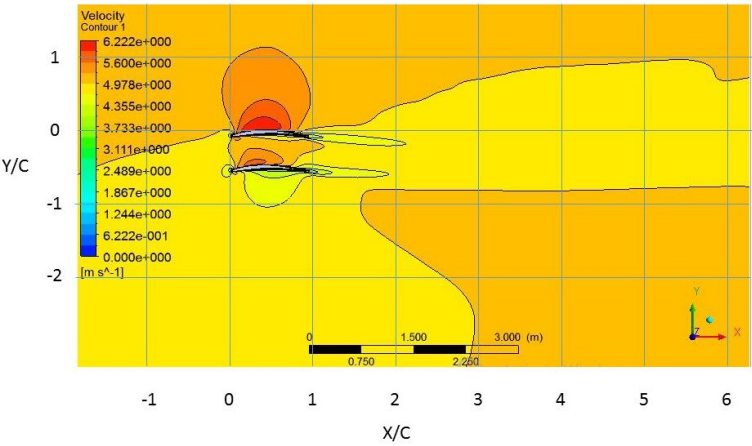
4.2.1 Data dan Kontur Kecepatan

Data kecepatan yang dihasilkan dari simulasi dapat dilihat pada Tabel 4.2.1 di bawah ini. Nilai distribusi kecepatan pada masing-masing *Airfoil* berbeda, berikut ini nilai minimum dan maksimum pada *Airfoil* susunan kaskade.

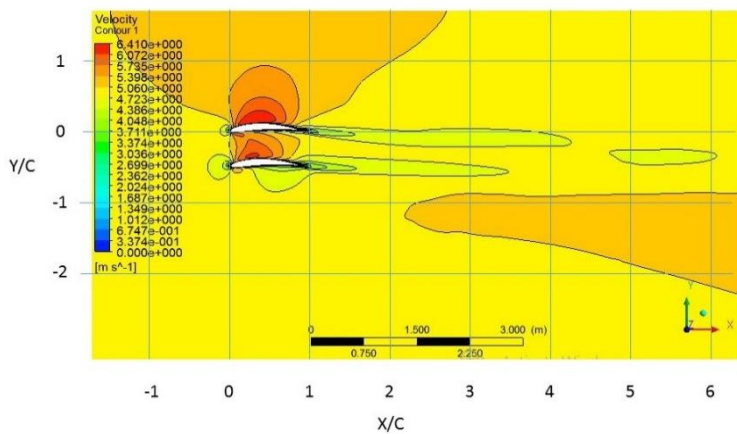
Tabel 4.2.1 Data kecepatan – *Airfoil* kaskade

Kecepatan	6505	6510	6515	6520
min	0	0	0	0
max	6,222	6,409	6,732	7,200

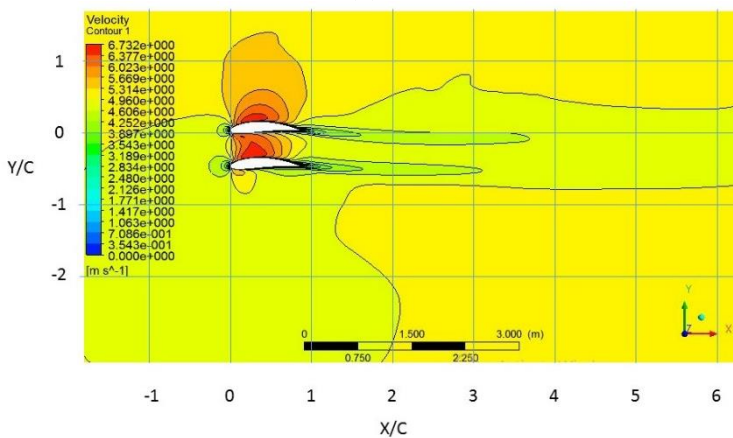
Seperti pada *Airfoil* tunggal, nilai kecepatan maksimum yang dihasilkan pada *Airfoil* susunan kaskade semakin bertambah seiring bertambahnya kelengkungan dari *Airfoil*. Hal ini berkaitan dengan jarak tempuh aliran fluida yang semakin jauh sehingga aliran fluida akan bergerak lebih cepat. Nilai kecepatan pada susunan kaskade lebih tinggi jika dibandingkan dengan kecepatan aliran di sekitar *Airfoil* tunggal. Hal ini berarti bahwa susunan kaskade turut meningkatkan distribusi kecepatan pada daerah di sekitar *Airfoil*.



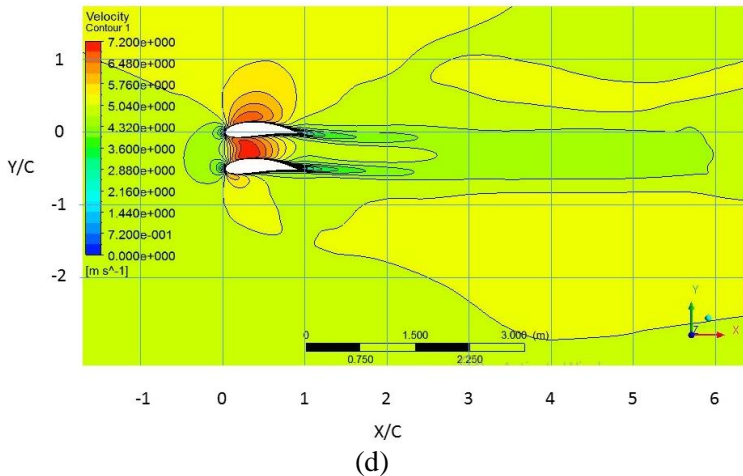
(a)



(b)



(c)



Gambar 4.2.2 Kontur kecepatan – *Airfoil* kaskade (a) 6505
(b) 6510 (c) 6515 (d) 6520

Kontur kecepatan yang dihasilkan dari simulasi dapat dilihat pada Gambar 4.2.2. Semakin bertambah kelengkungan geometri *Airfoil*, daerah di antara dua *Airfoil* memiliki kecepatan yang semakin tinggi ditandai dengan daerah berwarna merah di antara airfoil, pada geometri yang memiliki kelengkungan kecil, kecepatan aliran tidak terlalu besar, sehingga ketika bertemu dengan aliran di sekitar yang lebih rendah akan lebih mudah menyesuaikan, terlihat juga pada bagian ekor memiliki daerah berkecepatan rendah yang tidak panjang. Berbeda dengan *Airfoil* yang memiliki geometri lebih tebal, daerah di antara dua *Airfoil* memiliki kecepatan yang lebih tinggi, dapat terlihat daerah yang berwarna merah di antara *Airfoil* lebih luas dibandingkan dengan *Airfoil* yang memiliki geometri tipis, pada ekor *Airfoil* juga memiliki daerah berkecepatan rendah yang lebih panjang.

Untuk analisis olakan pada *Airfoil* kaskade, panjang olakan yang dihasilkan pada *Airfoil* kaskade lebih panjang dibandingkan dengan *Airfoil* tunggal, hal ini dikarenakan kecepatan aliran di sekitar *Airfoil* kaskade lebih cepat dibandingkan dengan *Airfoil* tunggal, hal ini yang

menyebabkan interaksi aliran berkecepatan tinggi dan rendah agar mencapai kecepatan yang sama juga semakin panjang. Panjang olakan *Airfoil* NACA 6505, 6510, 6515, 6520 masing-masing bernilai 2c, 4c, 3c dan 6c, dengan c adalah panjang chord *Airfoil* yang dapat dilihat pada Gambar 4.2.2.

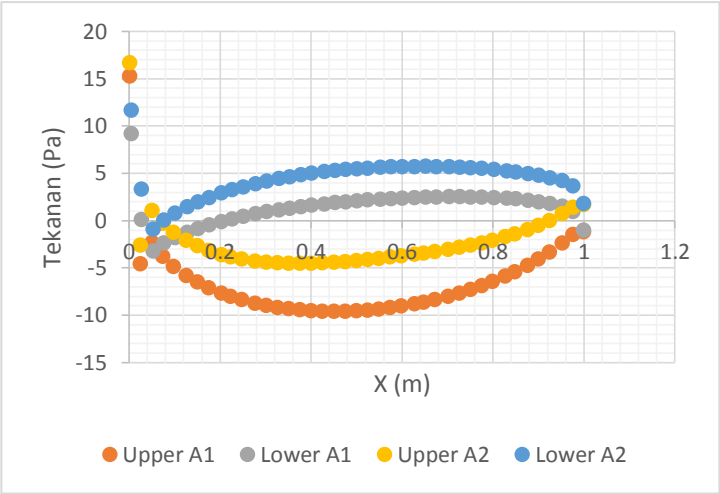
4.2.2 Data dan Kontur Tekanan

Distribusi tekanan yang dihasilkan pada simulasi dipengaruhi oleh distribusi kecepatan yang dihasilkan. Seperti pada pembahasan sebelumnya, kecepatan yang semakin tinggi akan menghasilkan tekanan yang semakin rendah.

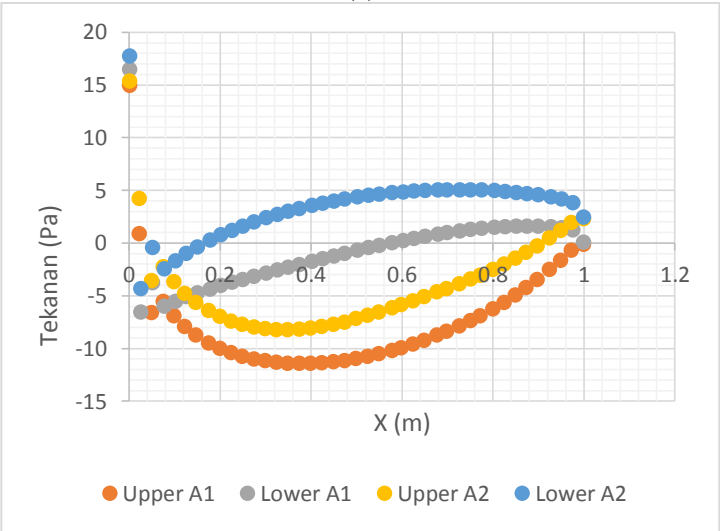
Pada Tabel 4.2.2 terlihat bahwa nilai distribusi tekanan lebih rendah pada geometri *Airfoil* yang memiliki kelengkungan yang besar. Terlihat pada Gambar 4.2.4 daerah bertekanan rendah di sekitar *Airfoil* kaskade mengikuti daerah distribusi kecepatan pada *Airfoil* kaskade tersebut. Semakin berkurang kelengkungan geometri *Airfoil*, tekanan pada daerah di antara dua *Airfoil* memiliki tekanan yang lebih tinggi sedangkan pada daerah atas *Airfoil* memiliki area bertekanan rendah yang lebih besar, semakin bertambah kelengkungan geometri *Airfoil*, tekanan di antara *Airfoil* semakin rendah, sedangkan pada daerah atas *Airfoil* memiliki tekanan yang lebih tinggi.

Tabel 4.2.2 Data Tekanan – *Airfoil* Kaskade

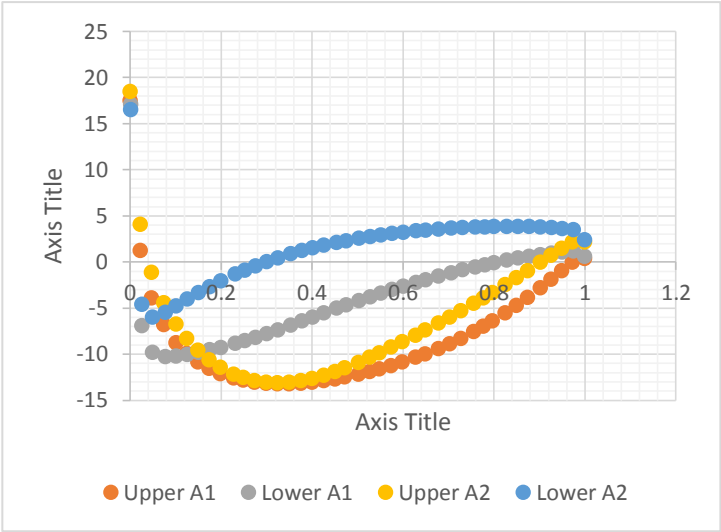
Tekanan	6505	6510	6515	6520
min	-9,594	-11,438	-13,197	-21,185
max	20,800	18,875	19,083	17,372



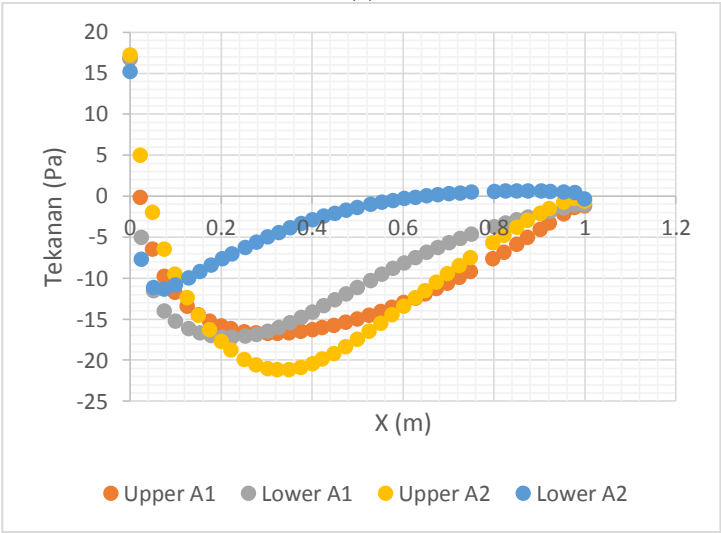
(a)



(b)



(c)

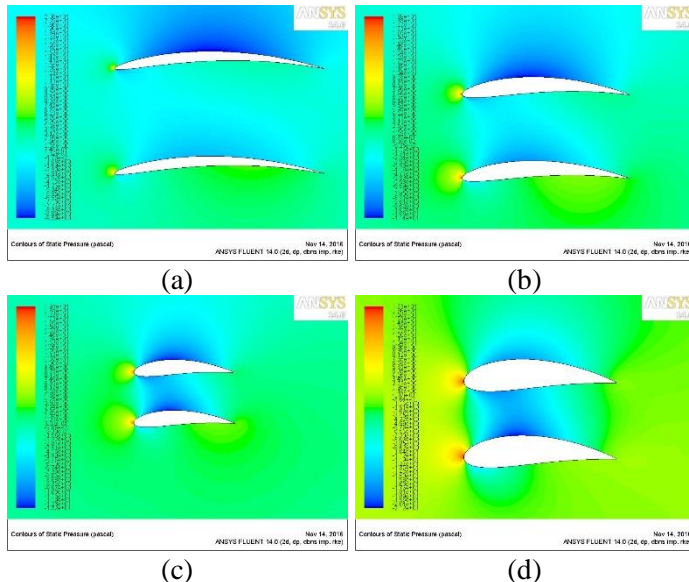


(d)

Gambar 4.2.3 Grafik tekanan – *Airfoil* kaskade (a) 6505 (b) 6510 (c) 6515 (d) 6520

Grafik pada gambar 4.2.3 mempresentasikan nilai tekanan pada permukaan airfoil susunan kaskade, terlihat dari grafik bahwa nilai tekanan pada airfoil bawah (grafik biru) lebih besar dibandingkan dengan airfoil atas (grafik merah), sedangkan untuk tekanan di bagian bawah airfoil lebih tinggi dibandingkan dengan bagian atas airfoil.

Distribusi tekanan pada *Airfoil* susunan kaskade juga memiliki nilai lebih besar dibandingkan dengan *Airfoil* tunggal. Peningkatan terjadi akibat adanya interaksi aliran pada daerah di antara *Airfoil* atas dan bawah. Daerah di atas *Airfoil* tunggal lebih rendah dibandingkan dengan tekanan di bawah *Airfoil*, kedua tekanan yang berbeda ini saling bertemu pada daerah di antara kedua *Airfoil*. Dari kontur tekanan yang dihasilkan, semakin tebal geometri airfoil, daerah bertekanan tinggi pada bagian *leading edge airfoil* semakin luas ditandai dengan daerah berwarna merah hingga kuning seperti pada kontur tekanan NACA 6520.



Gambar 4.2.4 Kontur tekanan – *Airfoil* kaskade (a) 6505 (b) 6510 (c) 6515 (d) 6520

Dari grafik yang dihasilkan pada gambar 4.2.3, tekanan tertinggi terjadi ketika pada jarak 0 m yaitu posisi *leading edge* dari *Airfoil*, di mana aliran tepat menumbuk tegak lurus bagian *leading edge Airfoil* sehingga menyebabkan terjadi tekanan yang besar.

4.2.3 Gaya Hambat (*Drag*) dan Gaya Angkat (*Lift*)

Pada subbab sebelumnya, telah dijelaskan bahwa gaya hambat dan gaya angkat merupakan gaya-gaya aerodinamika pada *Airfoil*, yang terjadi akibat distribusi kecepatan dan tekanan yang berbeda pada daerah di sekitar *Airfoil*. Pada Tabel 4.2.3 dan Tabel 4.2.4 dapat diketahui data nilai gaya angkat dan Gaya hambat untuk masing-masing *Airfoil* dan total gaya yang dihasilkan dari kedua *Airfoil*.

Nilai gaya angkat yang dihasilkan pada susunan kaskade berbeda antara *Airfoil* yang berada di atas dan berada di bawah, telah diketahui pada subbab sebelumnya *Airfoil* yang berada di atas mendapat tekanan dari bawah yang lebih rendah, sedangkan tekanan di atasnya lebih tinggi sehingga pada *Airfoil* atas nilai gaya angkat lebih rendah pada *Airfoil* yang lebih tebal karena tekanan di antara dua *Airfoil* untuk *Airfoil* tebal memiliki tekanan yang lebih rendah. Sedangkan untuk *Airfoil* kedua yang berada di bawah memiliki tekanan yang lebih tinggi di daerah bawah dibandingkan dengan daerah di atas *Airfoil* atau daerah di antara kedua *Airfoil*, sehingga gaya angkat meningkat seiring bertambahnya ketebalan *Airfoil*, karena *Airfoil* yang lebih tebal memiliki nilai tekanan yang lebih rendah pada daerah di antara dua *Airfoil*. Nilai gaya angkat total pada kedua *Airfoil* semakin rendah seiring bertambahnya ketebalan dari *Airfoil*.

Tabel 4.2.3 Data Gaya Angkat – *Airfoil* Kaskade

Gaya Angkat	6505	6510	6515	6520
<i>Airfoil</i> 1	7,769	6,493	4,432	1,595
<i>Airfoil</i> 2	6,405	7,209	8,074	8,442
Total	14,175	13,702	12,506	9,987

Jika dibandingkan dengan *Airfoil* tunggal, nilai gaya angkat pada *Airfoil* kaskade untuk *Airfoil* yang berada di atas bernilai lebih rendah dari *Airfoil* tunggal, berbeda dengan *Airfoil* yang berada di bawah, memiliki nilai gaya angkat yang lebih tinggi dibandingkan dengan gaya angkat pada *Airfoil* tunggal. Nilai total dari susunan kaskade juga meningkat jika dibandingkan dengan *Airfoil*, hal ini dapat dikatakan bahwa susunan kaskade mampu meningkatkan gaya angkat dari *Airfoil*.

Tabel 4.2.4 Data Gaya Hambat – *Airfoil* Kaskade

Gaya Hambat	6505	6510	6515	6520
<i>Airfoil</i> 1	0,637	0,810	1,086	1,545
<i>Airfoil</i> 2	0,533	0,599	0,718	1,038
Total	1,171	1,410	1,805	2,583

Nilai gaya hambat untuk *Airfoil* susunan kaskade terus meningkat seiring meningkatnya ketebalan dari *Airfoil*. Untuk *Airfoil* atas memiliki nilai gaya hambat yang lebih tinggi dibandingkan dengan *Airfoil* tunggal, hal ini terjadi akibat *Airfoil* atas menerima hambatan dari aliran yang melewatinya, dan juga aliran dari *Airfoil* bawah sehingga hambatan bertambah sehingga nilai gaya hambat yang diterima lebih besar. Sedangkan untuk *Airfoil* yang berada di bawah memiliki nilai gaya hambat yang lebih rendah dibandingkan dengan *Airfoil* tunggal. Sedangkan nilai gaya hambat total yang dihasilkan dari kedua *Airfoil* memiliki nilai yang lebih tinggi dibandingkan dengan *Airfoil* tunggal.

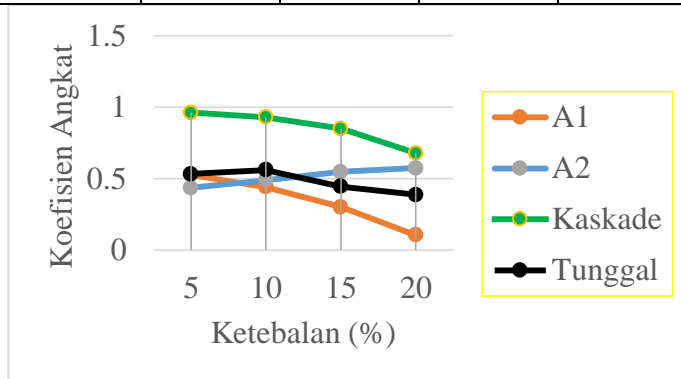
4.2.4 Coefficient of Lift (Cl) dan Coefficient of Drag (Cd)

Nilai koefisien angkat dan koefisien hambat pada susunan kaskade sebanding dengan gaya angkat dan gaya hambat yang dihasilkan pada simulasi. Nilai koefisien angkat dan koefisien hambat dapat dicari dengan menggunakan persamaan (1) dan (2) pada subbab sebelumnya. Berikut ini nilai koefisien angkat dan koefisien hambat yang dihasilkan dapat dilihat pada Tabel 4.2.5 dan Tabel 4.2.6

Dapat dilihat pada Tabel 4.2.5 nilai koefisien angkat sebanding dengan gaya angkat yang dihasilkan, nilai koefisien angkat pada *Airfoil* atas mengalami penurunan seiring bertambahnya ketebalan *Airfoil*, sedangkan untuk *Airfoil* bawah nilai koefisien angkat bertambah pada geometri *Airfoil* yang semakin tebal. Sedangkan nilai total koefisien angkat untuk kedua *Airfoil* mengalami penurunan seiring bertambahnya ketebalan *Airfoil*.

Tabel 4.2.5 Koefisien angkat – *Airfoil* kaskade

Koefisien Angkat	6505	6510	6515	6520
<i>Airfoil</i> 1	0,528	0,441	0,301	0,105
<i>Airfoil</i> 2	0,435	0,490	0,549	0,574
Total	0,964	0,932	0,850	0,679



Gambar 4.2.5 Kurva koefisien angkat – *Airfoil* kaskade

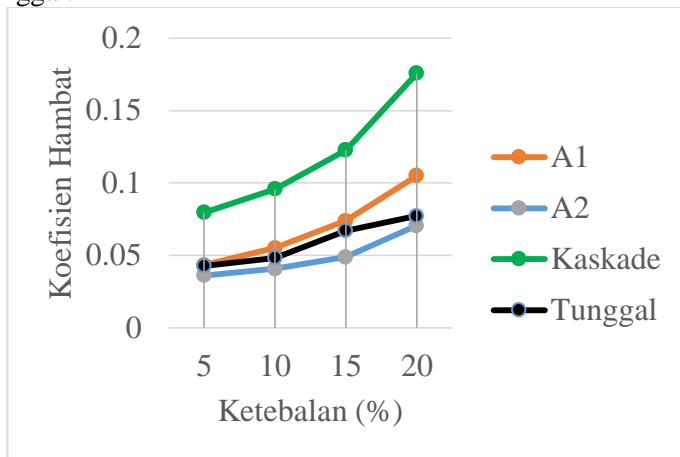
Untuk perbandingan dengan *Airfoil* tunggal, nilai koefisien angkat pada *Airfoil* atas lebih rendah, sedangkan untuk *Airfoil* bawah memiliki nilai koefisien angkat yang lebih tinggi. Nilai koefisien angkat total untuk susunan kaskade lebih tinggi dibandingkan dengan *Airfoil* tunggal.

Tabel 4.2.6 Koefisien Hambat – *Airfoil* Kaskade

Koefisien Hambat	6505	6510	6515	6520
<i>Airfoil</i> 1	0,043	0,055	0,074	0,105

<i>Airfoil2</i>	0,036	0,041	0,049	0,071
Total	0,080	0,096	0,123	0,176

Untuk *Airfoil* kaskade, nilai koefisien hambat *Airfoil* atas lebih tinggi dibandingkan dengan *Airfoil* bawah. Sedangkan jika dibandingkan dengan koefisien hambat pada *Airfoil* tunggal, *Airfoil* atas bernilai lebih tinggi, sebaliknya *Airfoil* bawah lebih rendah dibandingkan dengan nilai koefisien hambat *Airfoil* tunggal. Untuk nilai total koefisien hambat pada susunan kaskade lebih tinggi dibandingkan dengan *Airfoil* tunggal.



Gambar 4.2.6 Kurva koefisien hambat – Airfoil kaskade

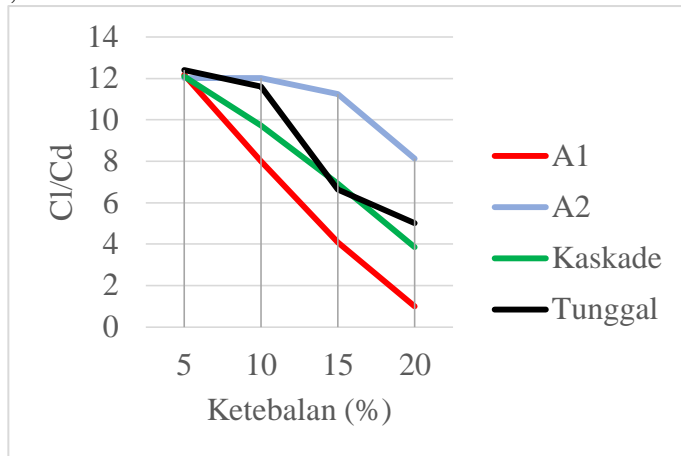
Tabel 4.2.7 Perbandingan Cl/Cd – *Airfoil* Kaskade

Cl/Cd	6505	6510	6515	6520
A1	12,188	8,014	4,078	0,999
A2	12,013	12,028	11,238	8,133
Total	12,108	9,721	6,928	3,866

Dari nilai koefisien angkat dan koefisien hambat yang telah diperoleh, dapat dibuat perbandingan antara nilai koefisien angkat disbanding dengan nilai koefisien hambat (Cl/Cd).

Dari Tabel 4.2.7 diketahui bahwa nilai perbandingan Cl/Cd dengan nilai tertinggi yaitu pada NACA 6505 susunan

kaskade bernilai 12.10849. Dari *Airfoil* tunggal dan *Airfoil* kaskade, nilai perbandingan Cl/Cd untuk *Airfoil* tunggal lebih tinggi yaitu pada NACA 6505 dengan nilai perbandingan Cl/Cd 12,108.



Gambar 4.2.7 Kurva perbandingan Cl/Cd – Airfoil kaskade

Performansi terbaik dihasilkan oleh NACA 6505 baik untuk *airfoil* tunggal maupun kaskade. Nilai performansi airfoil didapatkan dengan membandingkan nilai koefisien angkat dengan koefisien hambat yang telah dihasilkan. Performansi yang tinggi dapat diartikan dengan hasil koefisien angkat yang tinggi namun tidak dibarengi dengan koefisien hambat yang tinggi pula, sehingga kerugian akibat gaya hambat lebih sedikit dengan dihasilkan gaya angkat yang lebih besar. Performansi airfoil tidak dipengaruhi oleh efek *wake* yang dihasilkan, karena hasil performansi didapat dari perbandingan koefisien angkat dan koefisien hambat. Sedangkan susunan *airfoil* kaskade meningkatkan nilai koefisien angkat maupun koefisien hambat dari susunan airfoil kaskade tersebut, hal ini dikarenakan adanya interaksi aliran di antara airfoil atas dan airfoil bawah yang telah dijelaskan pada pembahasan sebelumnya.

Halaman ini memang dikosongkan

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan simulasi dan analisis data yang telah dilakukan, maka kesimpulan yang dapat diambil dari penelitian tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

- a. Nilai kecepatan maksimum aliran di sekitar airfoil, baik airfoil tunggal maupun kaskade memiliki nilai yang semakin naik, seiring bertambahnya kekelengkungan geometri yang dimiliki airfoil, hal ini berkaitan dengan jarak tempuh aliran yang semakin jauh sehingga menyebabkan aliran bergerak lebih cepat. Nilai kecepatan maksimum pada airfoil kaskade lebih tinggi dibandingkan dengan airfoil tunggal. Dengan nilai kecepatan maksimum pada NACA 6520 yaitu 6,468 m/s untuk airfoil tunggal dan 7,200 m/s untuk airfoil kaskade
- b. Nilai tekanan aliran berbanding terbalik dengan nilai kecepatan aliran di sekitar airfoil baik pada airfoil tunggal maupun kaskade. Semakin lengkung geometri airfoil maka nilai tekanan aliran di sekitar airfoil akan semakin rendah. Nilai tekanan maksimum pada titik stagnasi dengan nilai tekanan maksimum 19,255 Pa untuk airfoil tunggal dan 20,800 Pa untuk airfoil kaskade, kedua nilai maksimum pada NACA 6505
- c. Nilai koefisien angkat airfoil berbanding lurus dengan gaya angkat yang dihasilkan. Pada airfoil tunggal didapatkan semakin tebal geometri airfoil, maka semakin kecil gaya angkat yang dihasilkan begitu juga dengan koefisien angkat, nilai koefisien angkat terbesar yaitu pada NACA 6510 sebesar 0.561. Pada airfoil kaskade, airfoil atas memiliki nilai gaya angkat semakin turun seiring bertambahnya kelengkungan airfoil, namun pada airfoil bawah gaya angkat semakin besar seiring bertambahnya kelengkungan airfoil, dan nilai gaya total untuk kedua airfoil semakin turun seiring bertambahnya

ketebalan airfoil dengan nilai koefisien angkat terbesar pada NACA 6505 sebesar 0.964.

- d. Koefisien hambat juga berbanding lurus dengan gaya hambat pada airfoil. Pada airfoil tunggal maupun kaskade, nilai gaya hambat semakin besar dengan bertambahnya ketebalan airfoil begitu juga koefisien dari airfoil tersebut. untuk airfoil tunggal koefisien hambat terkecil pada NACA 6505 dengan nilai 0.043 dan terbesar NACA 6520 dengan nilai 0.077, sedangkan pada airfoil kaskade koefisien hambat total terkecil NACA 6505 dengan nilai 0.079, dan yang terbesar NACA 6520 dengan nilai 0.176.
- e. Perbandingan koefisien angkat dan koefisien hambat terbesar baik pada airfoil tunggal maupun airfoil kaskade yaitu pada NACA 6505 dengan nilai perbandingan 12.419 untuk airfoil tunggal, dan 12.108 untuk airfoil kaskade.
- f. Susunan airfoil kaskade meningkatkan nilai koefisien hambat maupun koefisien angkat airfoil.

5.2 Saran

Berikut ini adalah saran yang diberikan oleh peneliti untuk keberlanjutan penelitian yang dilakukan:

- a. Perlu dilakukan analisis mengenai wake airfoil dengan variasi lain pada bentuk geometri airfoil, seperti variasi persen maksimum *chamber* terhadap *chord*, atau variasi posisi maksimum *chamber* pada *chord* dari *leading edge*
- b. Perlu dilakukan analisis interaksi di antara airfoil dengan variasi sudut serang pada airfoil
- c. Perlu dilakukan penelitian eksperimental untuk memperkuat hasil simulasi yang telah dilakukan

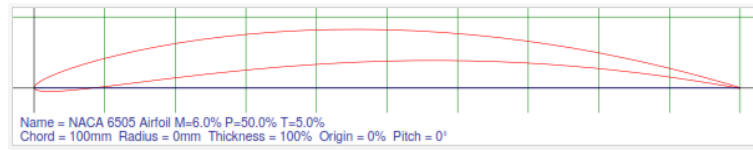
DAFTAR PUSTAKA

- Ananta, H.P., Sarwono & Hantoro, R., 2009. "Studi Karakteristik Wake pada Turbin Tipe Vertical-Axis Arus Sungai". *JURNAL TEKNIK POMITS*, 1(12), pp.1–12.
- Bartl, J., 2011. "WAKE MEASUREMENTS BEHIND AN ARRAY OF TWO MODEL WIND TURBINES". KTH Industrial Engineering and Management.
- Fox, R.W. & McDonald, A.T. 1994. "Introduction to FLuid Mechanics: 4th Edition". New York: John Wiley & Sons, Inc.
- Hossain, S., Raiyan, M. F., Akanda, M.N.U. & Jony, N.H., 2014. "A COMPARATIVE FLOW ANALYSIS OF NACA 6409 AND NACA 4412 AEROFOIL". *International Journal of Research in Engineering and Technology*, 03(10), pp.342–350.
- Kevadiya, M. & Vaidya, H.A., 2013. "2D ANALYSIS OF NACA 4412 AIRFOIL". *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering, and Technology*, 2(5), pp.1686–1691.
- Lubis, M.M., 2012. "Analisis Aerodinamika Airfoil NACA 2412 Pada Sayap Pesawat Model Tipe Glider dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum". *e-Dinamis*, II(2), pp.23–33.
- Sanderse, B., 2009. "Aerodynamics of wind turbine wakes Literature review". *Energy Research Centr of The Netherlands*, pp.1–46.
- Septyaningrum, E., Hantoro, R. & Hamidah, N.L., 2015. "Analisis profil wake di belakang turbin arus laut tipe v-blade darrieus berbasis computational fluid dynamics". *Jurnal Teknik Fisika*, pp.1–8.
- Wibisono, Y., Nugroho, G. & Hantoro, R., 2013. "Studi Karakteristik Aliran Tiga Dimensi Dan Perpindahan Panas Pada Cascade Airfoil Dengan Pengaruh Clearance". *JURNAL TEKNIK POMITS*, 2(1), pp.110–115.

Halaman ini memang dikosongkan

LAMPIRAN A

Koordinat Airfoil NACA 6505



Point	X_cord	Y-cord
1	1.000123	0.000511
2	0.999879	0.000584
3	0.999149	0.000803
4	0.997933	0.001168
5	0.996232	0.001677
6	0.994048	0.002328
7	0.991382	0.003119
8	0.988237	0.004047
9	0.984616	0.005108
10	0.980522	0.006299
11	0.975959	0.007615
12	0.97093	0.009052
13	0.96544	0.010604
14	0.959495	0.012266
15	0.953098	0.014031
16	0.946258	0.015894
17	0.938978	0.017847
18	0.931267	0.019884
19	0.923131	0.021997
20	0.914577	0.024178
21	0.905614	0.026421
22	0.896249	0.028716
23	0.886491	0.031056
24	0.87635	0.033432
25	0.865835	0.035836
26	0.854955	0.03826
27	0.843721	0.040694
28	0.832143	0.043131
29	0.820233	0.045562
30	0.808001	0.047978
31	0.795459	0.050371
32	0.782619	0.052733
33	0.769493	0.055054
34	0.756094	0.057328
35	0.742434	0.059546
36	0.728528	0.061701
37	0.714388	0.063785
38	0.700028	0.065791

39	0.685462	0.067712
40	0.670704	0.069542
41	0.655769	0.071273
42	0.640672	0.0729
43	0.625427	0.074417
44	0.610049	0.07582
45	0.594555	0.077103
46	0.578958	0.078261
47	0.563275	0.07929
48	0.547522	0.080188
49	0.531715	0.08095
50	0.515868	0.081575
51	0.5	0.082058
52	0.484125	0.0824
53	0.468261	0.082598
54	0.452422	0.082652
55	0.436626	0.082562
56	0.420889	0.082327
57	0.405228	0.081948
58	0.389657	0.081426
59	0.374194	0.080764
60	0.358855	0.079963
61	0.343656	0.079025
62	0.328612	0.077955
63	0.313739	0.076755
64	0.299053	0.075431
65	0.28457	0.073985
66	0.270304	0.072424
67	0.25627	0.070752
68	0.242483	0.068975
69	0.228958	0.067101
70	0.215709	0.065134
71	0.202748	0.063082
72	0.190091	0.060953
73	0.177749	0.058752
74	0.165737	0.056489
75	0.154065	0.054171
76	0.142746	0.051806
77	0.131792	0.049402

78	0.121213	0.046968
79	0.11102	0.044511
80	0.101224	0.042041
81	0.091834	0.039565
82	0.08286	0.037092
83	0.07431	0.034629
84	0.066192	0.032186
85	0.058514	0.02977
86	0.051285	0.027388
87	0.044509	0.025048
88	0.038195	0.022758
89	0.032346	0.020523
90	0.02697	0.018351
91	0.022071	0.016248
92	0.017652	0.014219
93	0.013719	0.012269
94	0.010274	0.010404
95	0.007319	0.008627
96	0.004858	0.006943
97	0.002892	0.005354
98	0.001423	0.003864
99	0.000451	0.002474
100	-2.3E-05	0.001185
101	0	0
102	0.000517	-0.00107
103	0.001522	-0.002
104	0.003015	-0.0028
105	0.004993	-0.00347
106	0.007454	-0.00401
107	0.010394	-0.00441
108	0.01381	-0.00469
109	0.017698	-0.00485
110	0.022054	-0.00488
111	0.026873	-0.00479
112	0.032149	-0.00458
113	0.037877	-0.00426
114	0.044051	-0.00383
115	0.050664	-0.00329
116	0.057709	-0.00266

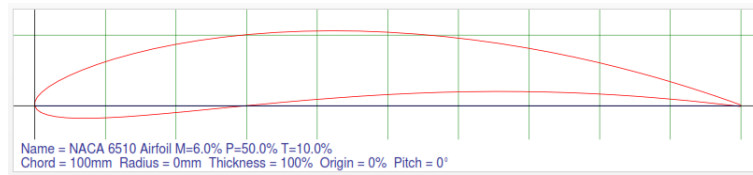
117	0.065179	-0.00192
118	0.073066	-0.00109
119	0.081362	-0.00018
120	0.09006	0.000821
121	0.099149	0.001894
122	0.108621	0.003038
123	0.118466	0.004246
124	0.128676	0.005512
125	0.13924	0.00683
126	0.150147	0.008194
127	0.161388	0.009596
128	0.172952	0.011031
129	0.184827	0.01249
130	0.197002	0.013969
131	0.209466	0.015459
132	0.222208	0.016953
133	0.235215	0.018446
134	0.248475	0.01993
135	0.261976	0.021398
136	0.275706	0.022844
137	0.289651	0.024261
138	0.303799	0.025642
139	0.318136	0.026983
140	0.33265	0.028276
141	0.347327	0.029516
142	0.362154	0.030697
143	0.377116	0.031815
144	0.3922	0.032863
145	0.407391	0.033839

146	0.422676	0.034737
147	0.43804	0.035553
148	0.453469	0.036285
149	0.468949	0.036928
150	0.484464	0.037481
151	0.5	0.037942
152	0.515542	0.038307
153	0.531076	0.038577
154	0.546586	0.038749
155	0.562058	0.038825
156	0.577477	0.038803
157	0.592827	0.038684
158	0.608094	0.03847
159	0.623263	0.038161
160	0.638319	0.03776
161	0.653248	0.037268
162	0.668034	0.036689
163	0.682663	0.036026
164	0.69712	0.035282
165	0.711391	0.03446
166	0.725462	0.033566
167	0.739319	0.032603
168	0.752948	0.031577
169	0.766334	0.030493
170	0.779465	0.029355
171	0.792327	0.02817
172	0.804906	0.026943
173	0.817191	0.025681
174	0.829169	0.024389

175	0.840826	0.023073
176	0.852152	0.02174
177	0.863134	0.020396
178	0.873761	0.019048
179	0.884022	0.017701
180	0.893906	0.016363
181	0.903403	0.015038
182	0.912504	0.013734
183	0.921197	0.012456
184	0.929475	0.011211
185	0.937328	0.010003
186	0.944749	0.008839
187	0.951729	0.007723
188	0.95826	0.006661
189	0.964336	0.005658
190	0.969951	0.004717
191	0.975098	0.003844
192	0.979771	0.003041
193	0.983967	0.002314
194	0.987679	0.001664
195	0.990905	0.001095
196	0.99364	0.000609
197	0.995882	0.000208
198	0.997629	0.000105
199	0.998878	-0.00033
200	0.999627	-0.00047
201	0.999877	-0.00051

LAMPIRAN B

Koordinat Airfoil NACA 6510



Point	X_cord	Y-cord
1	1.000245	0.001021
2	1.000005	0.001108
3	0.999285	0.00137
4	0.998085	0.001805
5	0.996407	0.002411
6	0.994252	0.003188
7	0.991621	0.004131
8	0.988517	0.005238
9	0.984941	0.006505
10	0.980898	0.007928
11	0.976389	0.009501
12	0.971419	0.01122
13	0.965992	0.013078
14	0.960112	0.015068
15	0.953783	0.017186
16	0.947012	0.019422
17	0.939803	0.021769
18	0.932163	0.024221
19	0.924097	0.026767
20	0.915613	0.029401
21	0.906719	0.032112
22	0.89742	0.034893
23	0.887726	0.037733
24	0.877645	0.040624
25	0.867186	0.043556
26	0.856357	0.04652
27	0.845169	0.049505
28	0.833631	0.052503
29	0.821753	0.055503
30	0.809548	0.058496
31	0.797025	0.061472
32	0.784195	0.064421
33	0.771072	0.067335
34	0.757667	0.070204
35	0.743992	0.073018
36	0.730061	0.075769

37	0.715886	0.078448
38	0.701482	0.081046
39	0.686862	0.083555
40	0.67204	0.085968
41	0.65703	0.088275
42	0.641848	0.09047
43	0.626509	0.092546
44	0.611027	0.094495
45	0.595418	0.096312
46	0.579699	0.09799
47	0.563884	0.099523
48	0.54799	0.100907
49	0.532034	0.102137
50	0.516032	0.103208
51	0.5	0.104117
52	0.483956	0.10486
53	0.467917	0.105433
54	0.451899	0.105836
55	0.435919	0.106066
56	0.419996	0.106122
57	0.404146	0.106002
58	0.388386	0.105708
59	0.372733	0.105238
60	0.357206	0.104595
61	0.34182	0.10378
62	0.326592	0.102795
63	0.31154	0.101642
64	0.29668	0.100325
65	0.282029	0.098847
66	0.267603	0.097214
67	0.253417	0.095429
68	0.239487	0.093498
69	0.22583	0.091428
70	0.212459	0.089224
71	0.199389	0.086894
72	0.186635	0.084445
73	0.174211	0.081883

74	0.162129	0.079219
75	0.150403	0.076459
76	0.139045	0.073612
77	0.128068	0.070688
78	0.117481	0.067696
79	0.107297	0.064644
80	0.097526	0.061542
81	0.088177	0.0584
82	0.07926	0.055227
83	0.070783	0.052032
84	0.062755	0.048825
85	0.055182	0.045614
86	0.048072	0.042409
87	0.041432	0.039219
88	0.035266	0.036052
89	0.029581	0.032915
90	0.024381	0.029818
91	0.01967	0.026766
92	0.015452	0.023767
93	0.011729	0.020828
94	0.008505	0.017953
95	0.005782	0.015148
96	0.00356	0.012418
97	0.001842	0.009766
98	0.000627	0.007196
99	-8.5E-05	0.004711
100	-0.00029	0.002311
101	0	0
102	0.000787	-0.00219
103	0.002058	-0.00424
104	0.003811	-0.00613
105	0.006044	-0.00788
106	0.008751	-0.00948
107	0.011931	-0.01094
108	0.015578	-0.01224
109	0.019687	-0.01341
110	0.024255	-0.01443

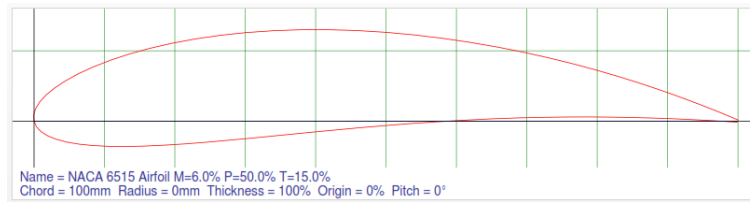
111	0.029273	-0.01531
112	0.034738	-0.01605
113	0.040642	-0.01665
114	0.046979	-0.01713
115	0.053741	-0.01747
116	0.060921	-0.01768
117	0.068511	-0.01776
118	0.076503	-0.01773
119	0.084889	-0.01758
120	0.093659	-0.01731
121	0.102806	-0.01694
122	0.112319	-0.01646
123	0.122189	-0.01589
124	0.132408	-0.01522
125	0.142964	-0.01446
126	0.153848	-0.01361
127	0.16505	-0.01269
128	0.176559	-0.0117
129	0.188365	-0.01064
130	0.200458	-0.00952
131	0.212826	-0.00835
132	0.225458	-0.00714
133	0.238344	-0.00588
134	0.251471	-0.00459
135	0.26483	-0.00328
136	0.278407	-0.00195
137	0.292192	-0.0006
138	0.306172	0.000748
139	0.320335	0.002096
140	0.33467	0.003436
141	0.349163	0.004761

142	0.363803	0.006064
143	0.378577	0.00734
144	0.393471	0.008582
145	0.408473	0.009784
146	0.423569	0.010942
147	0.438747	0.012049
148	0.453993	0.013101
149	0.469293	0.014093
150	0.484633	0.015022
151	0.5	0.015883
152	0.515379	0.016673
153	0.530757	0.01739
154	0.546118	0.01803
155	0.561449	0.018592
156	0.576736	0.019074
157	0.591963	0.019475
158	0.607116	0.019795
159	0.622181	0.020033
160	0.637143	0.02019
161	0.651987	0.020266
162	0.666698	0.020263
163	0.681263	0.020183
164	0.695666	0.020027
165	0.709893	0.019797
166	0.72393	0.019498
167	0.737762	0.019132
168	0.751375	0.018702
169	0.764755	0.018212
170	0.777888	0.017666
171	0.790761	0.017069
172	0.803359	0.016426

173	0.815671	0.01574
174	0.827681	0.015017
175	0.839378	0.014262
176	0.85075	0.01348
177	0.861783	0.012676
178	0.872466	0.011856
179	0.882787	0.011024
180	0.892735	0.010186
181	0.902298	0.009347
182	0.911467	0.008512
183	0.920231	0.007686
184	0.928579	0.006874
185	0.936504	0.006081
186	0.943995	0.005311
187	0.951044	0.004569
188	0.957643	0.003859
189	0.963784	0.003184
190	0.969461	0.002549
191	0.974667	0.001958
192	0.979396	0.001412
193	0.983642	0.000916
194	0.9874	0.000472
195	0.990666	0.000082
196	0.993437	-0.00025
197	0.995708	-0.00053
198	0.997477	-0.00074
199	0.998742	-0.0009
200	0.999502	-0.00099
201	0.999755	-0.00102

LAMPIRAN C

Koordinat Airfoil NACA 6515



Point	X_cord	Y-cord
1	1.000368	0.001532
2	1.000131	0.001633
3	0.999421	0.001936
4	0.998237	0.002441
5	0.996582	0.003146
6	0.994456	0.004047
7	0.991859	0.005143
8	0.988796	0.00643
9	0.985266	0.007903
10	0.981273	0.009557
11	0.97682	0.011387
12	0.971909	0.013387
13	0.966544	0.015551
14	0.960729	0.017871
15	0.954468	0.02034
16	0.947766	0.022949
17	0.940628	0.025692
18	0.933059	0.028557
19	0.925064	0.031538
20	0.91665	0.034623
21	0.907824	0.037804
22	0.898592	0.041069
23	0.888961	0.044411
24	0.87894	0.047816
25	0.868536	0.051276
26	0.857759	0.05478
27	0.846616	0.058316
28	0.835118	0.061874
29	0.823274	0.065444
30	0.811095	0.069013
31	0.79859	0.072572
32	0.785772	0.07611
33	0.772651	0.079616
34	0.75924	0.083079
35	0.74555	0.08649
36	0.731594	0.089837
37	0.717385	0.093111

38	0.702936	0.096301
39	0.688262	0.099399
40	0.673375	0.102394
41	0.658291	0.105277
42	0.643025	0.10804
43	0.627591	0.110674
44	0.612005	0.11317
45	0.596282	0.115521
46	0.580439	0.117719
47	0.564492	0.119756
48	0.548458	0.121627
49	0.532353	0.123324
50	0.516195	0.124842
51	0.5	0.126175
52	0.483787	0.127319
53	0.467572	0.128268
54	0.451375	0.12902
55	0.435212	0.12957
56	0.419103	0.129917
57	0.403064	0.130057
58	0.387115	0.129989
59	0.371273	0.129713
60	0.355556	0.129228
61	0.339984	0.128535
62	0.324573	0.127634
63	0.309342	0.126528
64	0.294308	0.125219
65	0.279489	0.123709
66	0.264902	0.122004
67	0.250564	0.120106
68	0.236491	0.118021
69	0.222701	0.115755
70	0.209209	0.113315
71	0.19603	0.110706
72	0.18318	0.107936
73	0.170672	0.105014
74	0.158522	0.101948
75	0.146741	0.098746

76	0.135345	0.095419
77	0.124344	0.091975
78	0.11375	0.088424
79	0.103574	0.084777
80	0.093828	0.081044
81	0.08452	0.077235
82	0.07566	0.073362
83	0.067257	0.069434
84	0.059317	0.065463
85	0.05185	0.061459
86	0.04486	0.057431
87	0.038354	0.05339
88	0.032338	0.049346
89	0.026816	0.045308
90	0.021792	0.041284
91	0.017269	0.037285
92	0.013251	0.033316
93	0.00974	0.029386
94	0.006737	0.025502
95	0.004245	0.021669
96	0.002263	0.017892
97	0.000791	0.014178
98	-0.00017	0.010528
99	-0.00062	0.006948
100	-0.00056	0.003438
101	0	0
102	0.001057	-0.00332
103	0.002594	-0.00648
104	0.004608	-0.00947
105	0.007094	-0.01229
106	0.010049	-0.01496
107	0.013468	-0.01746
108	0.017346	-0.01979
109	0.021677	-0.02196
110	0.026455	-0.02398
111	0.031674	-0.02583
112	0.037327	-0.02752
113	0.043408	-0.02905

114	0.049907	-0.03042
115	0.056818	-0.03164
116	0.064133	-0.0327
117	0.071844	-0.03361
118	0.07994	-0.03437
119	0.088415	-0.03498
120	0.097259	-0.03545
121	0.106463	-0.03578
122	0.116017	-0.03597
123	0.125912	-0.03602
124	0.136139	-0.03594
125	0.146688	-0.03574
126	0.157549	-0.03542
127	0.168711	-0.03498
128	0.180167	-0.03443
129	0.191904	-0.03377
130	0.203913	-0.03302
131	0.216185	-0.03217
132	0.228708	-0.03123
133	0.241472	-0.03021
134	0.254467	-0.02912
135	0.267683	-0.02796
136	0.281108	-0.02674
137	0.294732	-0.02546
138	0.308544	-0.02415
139	0.322534	-0.02279
140	0.336689	-0.0214
141	0.350999	-0.01999
142	0.365453	-0.01857
143	0.380037	-0.01714

144	0.394742	-0.0157
145	0.409555	-0.01427
146	0.424463	-0.01285
147	0.439454	-0.01146
148	0.454517	-0.01008
149	0.469637	-0.00874
150	0.484803	-0.00744
151	0.5	-0.00618
152	0.515216	-0.00496
153	0.530437	-0.0038
154	0.54565	-0.00269
155	0.560841	-0.00164
156	0.575995	-0.00066
157	0.591099	0.000266
158	0.606138	0.00112
159	0.621099	0.001905
160	0.635966	0.00262
161	0.650726	0.003264
162	0.665363	0.003837
163	0.679863	0.00434
164	0.694212	0.004772
165	0.708395	0.005135
166	0.722397	0.00543
167	0.736204	0.00566
168	0.749802	0.005826
169	0.763176	0.005931
170	0.776311	0.005977
171	0.789195	0.005969
172	0.801812	0.005908
173	0.81415	0.005799

174	0.826194	0.005646
175	0.837931	0.005451
176	0.849348	0.00522
177	0.860432	0.004956
178	0.871171	0.004664
179	0.881552	0.004347
180	0.891563	0.004009
181	0.901193	0.003655
182	0.91043	0.00329
183	0.919264	0.002916
184	0.927683	0.002537
185	0.935679	0.002159
186	0.94324	0.001783
187	0.950359	0.001415
188	0.957026	0.001056
189	0.963232	0.000711
190	0.968972	0.000382
191	0.974237	0.000072
192	0.979021	-0.00022
193	0.983317	-0.00048
194	0.987121	-0.00072
195	0.990428	-0.00093
196	0.993233	-0.00111
197	0.995533	-0.00126
198	0.997325	-0.00138
199	0.998606	-0.00146
200	0.999376	-0.00151
201	0.999632	-0.00153

LAMPIRAN D
Koordinat Airfoil NACA 6520

Point	X_cord	Y-cord
1	1.00049	0.002042
2	1.000257	0.002157
3	0.999556	0.002503
4	0.998389	0.003078
5	0.996757	0.00388
6	0.994659	0.004907
7	0.992098	0.006155
8	0.989075	0.007621
9	0.985591	0.0093
10	0.981648	0.011186
11	0.97725	0.013273
12	0.972398	0.015555
13	0.967096	0.018024
14	0.961346	0.020673
15	0.955153	0.023494
16	0.948521	0.026477
17	0.941453	0.029614
18	0.933954	0.032894
19	0.926031	0.036308
20	0.917687	0.039845
21	0.908929	0.043495
22	0.899763	0.047246
23	0.890196	0.051088
24	0.880235	0.055008
25	0.869887	0.058996
26	0.85916	0.06304
27	0.848064	0.067127
28	0.836605	0.071246
29	0.824795	0.075384
30	0.812642	0.079531
31	0.800156	0.083673
32	0.787349	0.087799
33	0.774231	0.091897
34	0.760813	0.095955
35	0.747107	0.099961
36	0.733126	0.103905
37	0.718883	0.107773
38	0.70439	0.111556
39	0.689661	0.115242
40	0.674711	0.11882
41	0.659552	0.122279

42	0.644201	0.12561
43	0.628673	0.128802
44	0.612983	0.131845
45	0.597146	0.13473
46	0.58118	0.137448
47	0.565101	0.139989
48	0.548926	0.142346
49	0.532672	0.144511
50	0.516358	0.146476
51	0.5	0.148234
52	0.483617	0.149778
53	0.467228	0.151103
54	0.450851	0.152204
55	0.434505	0.153075
56	0.418209	0.153711
57	0.401982	0.154111
58	0.385843	0.154271
59	0.369812	0.154188
60	0.353907	0.153861
61	0.338148	0.15329
62	0.322553	0.152474
63	0.307143	0.151415
64	0.291935	0.150113
65	0.276948	0.148572
66	0.262201	0.146794
67	0.24771	0.144783
68	0.233495	0.142544
69	0.219573	0.140083
70	0.205959	0.137405
71	0.192671	0.134518
72	0.179724	0.131428
73	0.167134	0.128145
74	0.154914	0.124677
75	0.14308	0.121034
76	0.131644	0.117225
77	0.120619	0.113261
78	0.110018	0.109152
79	0.099851	0.10491
80	0.09013	0.100545
81	0.080863	0.096071
82	0.07206	0.091497
83	0.06373	0.086837

84	0.05588	0.082102
85	0.048517	0.077303
86	0.041648	0.072452
87	0.035277	0.067561
88	0.02941	0.06264
89	0.024051	0.0577
90	0.019202	0.052751
91	0.014868	0.047803
92	0.01105	0.042865
93	0.00775	0.037945
94	0.004969	0.03305
95	0.002707	0.028189
96	0.000965	0.023367
97	-0.00026	0.018589
98	-0.00097	0.013861
99	-0.00116	0.009185
100	-0.00083	0.004564
101	0	0
102	0.001327	-0.00445
103	0.00313	-0.00871
104	0.005404	-0.0128
105	0.008145	-0.0167
106	0.011347	-0.02043
107	0.015005	-0.02398
108	0.019114	-0.02734
109	0.023666	-0.03052
110	0.028656	-0.03352
111	0.034075	-0.03634
112	0.039917	-0.03898
113	0.046173	-0.04144
114	0.052835	-0.04371
115	0.059896	-0.04581
116	0.067346	-0.04772
117	0.075176	-0.04945
118	0.083378	-0.05101
119	0.091942	-0.05238
120	0.100859	-0.05359
121	0.11012	-0.05461
122	0.119715	-0.05547
123	0.129635	-0.05615
124	0.139871	-0.05667
125	0.150412	-0.05703

126	0.161249	-0.05723
127	0.172373	-0.05727
128	0.183774	-0.05716
129	0.195442	-0.0569
130	0.207369	-0.05651
131	0.219544	-0.05598
132	0.231957	-0.05532
133	0.2446	-0.05454
134	0.257463	-0.05364
135	0.270536	-0.05263
136	0.283809	-0.05153
137	0.297273	-0.05033
138	0.310917	-0.04904
139	0.324733	-0.04768
140	0.338709	-0.04624
141	0.352835	-0.04475
142	0.367102	-0.0432
143	0.381498	-0.04161
144	0.396013	-0.03998
145	0.410636	-0.03833
146	0.425356	-0.03665
147	0.440161	-0.03496
148	0.45504	-0.03327
149	0.469981	-0.03158
150	0.484972	-0.0299
151	0.5	-0.02823

152	0.515053	-0.02659
153	0.530118	-0.02498
154	0.545182	-0.02341
155	0.560232	-0.02187
156	0.575254	-0.02038
157	0.590235	-0.01894
158	0.605161	-0.01756
159	0.620017	-0.01622
160	0.63479	-0.01495
161	0.649465	-0.01374
162	0.664027	-0.01259
163	0.678463	-0.0115
164	0.692758	-0.01048
165	0.706896	-0.00953
166	0.720864	-0.00864
167	0.734646	-0.00781
168	0.748229	-0.00705
169	0.761596	-0.00635
170	0.774734	-0.00571
171	0.787629	-0.00513
172	0.800265	-0.00461
173	0.812629	-0.00414
174	0.824706	-0.00373
175	0.836483	-0.00336
176	0.847946	-0.00304
177	0.859082	-0.00276

178	0.869876	-0.00253
179	0.880317	-0.00233
180	0.890392	-0.00217
181	0.900088	-0.00204
182	0.909394	-0.00193
183	0.918297	-0.00186
184	0.926788	-0.0018
185	0.934854	-0.00176
186	0.942486	-0.00174
187	0.949674	-0.00174
188	0.956408	-0.00175
189	0.962681	-0.00176
190	0.968483	-0.00179
191	0.973806	-0.00181
192	0.978645	-0.00185
193	0.982992	-0.00188
194	0.986842	-0.00191
195	0.990189	-0.00194
196	0.993029	-0.00197
197	0.995358	-0.002
198	0.997173	-0.00202
199	0.99847	-0.00203
200	0.99925	-0.00204
201	0.99951	-0.00204

SURAT PERNYATAAN BEBAS PLAGIASI

Saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama : Najmuddin Yahya
NRP : 2412 100 001
Jurusan : S-1 Teknik Fisika ITS
Angkatan : 2012

Dengan ini menyatakan bahwa tugas akhir saya berjudul :

**“Analisis Profil *Wake* pada Cascade Airfoil dengan
Variasi Jenis Airfoil Berbasis *Computational Fluid
Dynamics*”**

Adalah bebas dari plagiasi, apabila pernyataan ini terbukti tidak benar maka saya bersedia menerima sanksi sesuai ketentuan yang berlaku.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya.

Surabaya, Januari 2017
Yang membuat
pernyataan

Najmuddin Yahya
NRP. 2412 100 001

BIODATA PENULIS



Penulis lahir di kota Gresik, Jawa Timur pada tanggal 15 februari 1994. Tamat MI Al-Ma'arif Sukomulyo (2006), SMP Negeri 1 Gresik (2009) dan SMA Negeri 1 Gresik (2012). Setelah tamat SMA, penulis melanjutkan studinya ke jurusan Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya. Bidang minat yang diambil adalah Bidang Minat Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan, serta Bidang Minat Rekayasa Instrumentasi dan Kontrol. Selama menjadi mahasiswa, penulis bergabung dalam beberapa organisasi kemahasiswaan, yaitu Badan Eksekutif Mahasiswa Fakultas Teknologi Industri pada periode 2013-2014. Pada kegiatan akademik, penulis aktif sebagai asisten Laboratorium Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan. Pengalaman *internship* yang dimiliki penulis dilakukan di PT. Pembangkit Jawa-Bali Unit Pembangkitan Gresik, khususnya di PLTU 3-4. Pada program *internship* tersebut, penulis melakukan analisis mengenai performansi boiler dengan menghitung efisiensi boiler dalam menghasilkan uap bertekanan tinggi dengan menggunakan *direct method*. Penulis dapat dihubungi melalui alamat email najmuddin.yahya@gmail.com.